

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS

Ramūnas KIKUTIS

# AUTONOMINIŲ ORLAIVIŲ NAVIGACIJOS ALGORITMŲ TIKSLUMO TYRIMAS

DAKTARO DISERTACIJA

TECHNOLOGIJOS MOKSLAI,  
TRANSPORTO INŽINERIJA (03T)



LEIDYKLA  
Vilnius TECHNIKA 2018

Disertacija rengta 2013–2018 metais Vilniaus Gedimino technikos universitete.

### **Vadovas**

prof. habil. dr. Jonas STANKŪNAS (Vilniaus Gedimino technikos universitetas, transporto inžinerija – 03T).

Vilniaus Gedimino technikos universiteto Transporto inžinerijos mokslo krypties disertacijos gynimo taryba:

### **Pirmininkas**

prof. dr. Gintautas BUREIKA (Vilniaus Gedimino technikos universitetas, transporto inžinerija – 03T).

### **Nariai:**

prof. dr. Romas BARONAS (Vilniaus universitetas, informatika – 09P),  
doc. dr. Domantas BRUČAS (Vilniaus Gedimino technikos universitetas, matavimų inžinerija – 10T),  
prof. habil. dr. Algimantas FEDARAVIČIUS (Kauno technologijos universitetas, transporto inžinerija – 03T),  
dr. Grzegorz KOPECKI (Žešuvo technologijos universitetas, Lenkija, transporto inžinerija – 03T).

Disertacija bus ginama viešame Transporto inžinerijos mokslo krypties disertacijos gynimo tarybos posėdyje **2018 m. birželio 6 d. 14 val.** Vilniaus Gedimino technikos universiteto senato posėdžių salėje.

Adresas: Saulėtekio al. 11, LT-10223 Vilnius, Lietuva.

Tel.: (8 5) 274 4956; faksas (8 5) 270 0112; el. paštas doktor@vgtu.lt

Pranešimai apie numatomą ginti disertaciją išsiųsti 2018 m. gegužės 4 d.

Disertaciją galima peržiūrėti VGTU talpykloje <http://dspace.vgtu.lt> ir Vilniaus Gedimino technikos universiteto bibliotekoje (Saulėtekio al. 14, LT-10223 Vilnius), Klaipėdos universiteto bibliotekoje (K. Donelaičio g. 3, LT-92144 Klaipėda), Aleksandro Stulginskio universiteto bibliotekoje (Studentų g. 11, LT-53361 Akademija, Kauno r.), Kauno technologijos universiteto bibliotekoje (K. Donelaičio g. 20, LT-44239 Kaunas).

VGTU leidyklos TECHNIKA 2018-021-M mokslo literatūros knyga  
<http://leidykla.vgtu.lt>

ISBN 978-609-476-108-9

© VGTU leidykla TECHNIKA, 2018

© Ramūnas Kikutis, 2018

[ramunas.kikutis@vgtu.lt](mailto:ramunas.kikutis@vgtu.lt)

VILNIUS GEDIMINAS TECHNICAL UNIVERSITY

Ramūnas KIKUTIS

# RESEARCH ON THE ACCURACY OF ALGORITHMS FOR AUTONOMOUS AIRCRAFT NAVIGATION

DOCTORAL DISSERTATION

TECHNOLOGICAL SCIENCES,  
TRANSPORT ENGINEERING (03T)



LEIDYKLA

Vilnius TECHNIKA 2018

Doctoral dissertation was prepared at Vilnius Gediminas Technical University in 2013–2018.

**Supervisor**

Prof. Dr Habil. Jonas STANKŪNAS (Vilnius Gediminas Technical University, Transport Engineering – 03T).

The Dissertation Defence Council of Scientific Field of Transport Engineering of Vilnius Gediminas Technical University:

**Chairman**

Prof. Dr Gintautas BUREIKA (Vilnius Gediminas Technical University, Transport Engineering – 03T).

**Members:**

Prof. Dr Romas BARONAS (Vilnius University, Informatics – 09P),  
Assoc. Prof. Dr Domantas BRUČAS (Vilnius Gediminas Technical University, Measurement Engineering – 10T),  
Prof. Dr Habil. Algimantas FEDARAVIČIUS (Kaunas University of Technology, Transport Engineering – 03T),  
Dr Grzegorz KOPECKI (Rzeszow University of Technology, Poland, Transport Engineering – 03T).

The dissertation will be defended at the public meeting of the Dissertation Defense Council of Transport Engineering in the Senate Hall of Vilnius Gediminas Technical University at **2 p. m. on 6 June 2018**.

Address: Saulėtekio al. 11, LT-10223 Vilnius, Lithuania.

Tel.: +370 5 274 4956; fax +370 5 270 0112; e-mail: doktor@vgtu.lt

A notification on the intended defence of the dissertation was sent on 4 May 2018.

A copy of the doctoral dissertation is available for review at VGTU repository <http://dspace.vgtu.lt>, at the Library of Vilnius Gediminas Technical University (Saulėtekio al. 14, LT-10223 Vilnius, Lithuania), the Library of Klaipėda University (K. Donelaičio g. 3, LT-92144 Klaipėda, Lithuania), the Library of Aleksandras Stulginskis University (Studentų g. 11, LT-53361 Akademija, Kauno r., Lithuania) and at the Library of Kaunas University of Technology (K. Donelaičio st. 20, LT-44239, Kaunas, Lithuania).



# Reziumė

Disertacijoje nagrinėjamos nedidelių autonominių orlaivių navigacijos algoritmų įtakos skrydžio tikslumui bei orlaivio deviacijos nuo užduotos skrydžio trajektorijos vertinimo problemos. Pagrindinis tyrimų objektas yra autonominės navigacijos algoritmai. Autonominio skrydžio tikslumas yra tiesiogiai susijęs su skrydžio sauga. Dėl šios priežasties pagrindinis disertacijos tikslas yra ištirti naudojamus ar siūlomus naudoti navigacijos algoritmus bei pateikti autonominio skrydžio saugos gerinimo metodus per navigacijos prizmę.

Darbe sprendžiami trys pagrindiniai uždaviniai: autonominio orlaivio navigacijos matematinio modelio parinkimas bei matematinis aprašymas, navigacijos algoritmų įtakos skrydžio tikslumui vertinimas, mažesnę įtaką skrydžio nuokrypiams turinčio algoritmo sukūrimas, kurio paskirtis – saugiai apskristi ir išvengti antžeminių kliūčių. Pirmasis uždavinys skirtas įvertinti didelės imties navigacijos duomenų statistinę aibę. Antrasis bei trečiasis skirti pačių algoritmų analizei.

Disertaciją sudaro įvadas, trys skyriai, bendrosios išvados, literatūros ir autoriaus publikacijų disertacijos tema sąrašai ir šeši priedai.

Įvadiniamе skyriuje aptariama tiriamoji problema, darbo aktualumas, aprašomas tyrimų objektas, formuluojamas darbo tikslas bei uždaviniai, aprašoma tyrimų metodika, darbo mokslinis naujumas, darbo rezultatų praktinė reikšmė, ginamieji teiginiai. Įvade pateiktos disertacijos tema autoriaus paskelbtos publikacijos ir pranešimai konferencijose bei disertacijos struktūra.

Pirmasis skyrius skirtas literatūros analizei. Jame pateikta autonominių orlaivių klasifikacija. Pateikta autonominių orlaivių navigacijos, kontrolės bei valdymo algoritmų analizė. Skyriaus pabaigoje formuluojamos išvados ir tikslinami disertacijos uždaviniai.

Antrajame skyriuje pateiktas tyrimuose taikomas matematinis autonominio orlaivio navigacijos modelis. Pateikta šiuo modeliu gautų navigacijos duomenų analizė bei vertinimas.

Trečiajame skyriuje teoriniai rezultatai lyginami su gautais praktinių skrydžių metu bei naudojant SITL (angl. *Software In The Loop*) skrydžio imitaciją. Pasiūlyta metodika bei autonominių orlaivių navigacijos algoritmas automatizuotam antžeminių kliūčių apskridimui.

Disertacijos tema paskelbti 6 straipsniai: du – straipsniai žurnaluose, įtrauktuose į Thomson ISI duomenų bazę, du – recenzuojamuose žurnaluose kitose duomenų bazėse, bei du – kitų tarptautinių bei respublikinių konferencijų medžiagoje. Disertacijos tema perskaityti 6 pranešimai Lietuvos bei kitų šalių konferencijose.

# Abstract

The dissertation investigates the influence of small autonomous aircraft navigation algorithms on flight path accuracy and the problem of evaluating the aircraft deviation from the assigned flight path. The main object of research are the autonomous navigation algorithms. Since the accuracy of autonomous flight is directly related with flight safety, the main goal of the dissertation is to investigate the proposed navigation algorithms and provide methods for improving autonomous flight safety through the navigation prism.

The dissertation approaches a few major tasks such as autonomous aircraft navigation mathematical modelling, evaluation of the impact of navigation algorithms on flight accuracy and the development of an autonomous navigation algorithm with the aim of preventing ground obstacles. Task 1 is used for the statistical evaluation of large-scale navigational data. Task 2 and task 3 are devoted to the analysis of autonomous flight navigation algorithms.

The dissertation consists of an introduction, 3 chapters, general conclusions, references and 6 annexes.

The introduction reveals the investigated problem, importance of the thesis and the object of the research and describes the purpose and tasks of the thesis, research methodology, scientific novelty, the practical significance of results examined in the thesis and defended statements. The introduction ends with the presentation the author's publications on the subject of the defended dissertation, offering the list of presentations made in conferences and describes the structure of the dissertation.

Chapter 1 comprises the review of used literature. It contains the classification of autonomous aircraft, review of autonomous aircraft guidance, control and navigation algorithms. At the end of the chapter, conclusions are drawn and the tasks for the dissertation are reconsidered.

In Chapter 2 autonomous navigation mathematical model and the analysis of the results, which were found when using provided model, are included.

In Chapter 3 new autonomous flight navigation methodology for safe ground obstacle avoidance is presented and described. Results of autonomous navigation accuracy obtained by performing real flight experiments and from software in the loop simulations are provided.

Six articles focusing on the subject of the discussed dissertation have been published: two articles – in Thomson ISI data base, two articles – in other international publications databases, and two – in material reviewed during international and national conferences. Six presentations on the subject of the dissertation have been given in conferences at national and international level.

---

# Žymėjimai

## Santrumpos

APM – Autopilotas „ArduPilot Mega“ (angl. *ArduPilot Mega*);  
CAA – Civilinės aviacijos administracija (angl. *Civil Aviation Administration*);  
DDP – Diferencialinis dinaminis programatorius (angl. *Differential Dynamic Programmer*);  
EASA – Europos aviacijos saugos agentūra (angl. *European Aviation Safety Agency*);  
EKF – Išplėstinis Kalmano filtras (angl. *Extended Kalman Filter*);  
GCS – Antžeminė valdymo stotis (angl. *Ground Control Station*);  
GLONASS – Pasaulinės palydovinės navigacijos sistema (angl. *Global Navigation Satellite System*);  
GNC – Valdymas, navigacija ir skrydžio kontrolė (angl. *Guidance, Navigation and Control*);  
GNSS – Pasaulinės palydovinės navigacijos sistema (angl. *Global Navigation Satellite System*);  
GPS – Palydovinės navigacijos sistema (angl. *Global Positioning System*);  
I<sup>2</sup>C – Tarpintegrinė grandinė (angl. *Inter-Integrated Circuit*);  
IMU – Inercinė matavimų sistema (angl. *Inertial Measurement Unit*);  
JCGUAV – Bepiločių orlaivių bendrųjų pajėgumų grupė (angl. *Joint Capability Group on Unmanned Aerial Vehicles*);  
LIDAR – Vietovės skenavimo lazeriu metodika (angl. *Light Imaging, Detection And Ranging*);  
LNA – Mažo triukšmo stiprintuvas (angl. *Low Noise Amplifier*);  
LQR – Tiesinis-kvadratinis reguliatorius (angl. *Linear-Quadratic regulator*);  
MAV – Mikro orlaivis (angl. *Micro Aerial Vehicle*);

MIMO – Kelios įvestys, kelios išvestys (angl. *Multiple-Input-Multiple-Output*);  
 MPC – Modeliu paremto spėjimo valdiklis (angl. *Model predictive control*);  
 MTOM – Didžiausia orlaivio pakilimo masė (angl. *Maximum Take-off Mass*);  
 MTOW – Didžiausias orlaivio pakilimo svoris (angl. *Maximum Take-off Weight*);  
 NED – Vietos plokštuminė koordinatų sistema (angl. *North – East – Down*);  
 PID – Proporcinis-integralinis-diferencialinis valdiklis (angl. *Proportional-Integral-Differential*);  
 PWM – Impulso pločio moduliacija (angl. *Pulse-Width Modulation*);  
 QZSS – Kvazi-zenitinė palydovinė sistema (angl. *Quasi-Zenith Satellite System*);  
 RPA – Nuotoliniu būdu valdomas orlaivis (angl. *Remotely Piloted Aircraft*);  
 RPAS – Nuotoliniu būdu valdomo orlaivio sistema (angl. *Remotely Piloted Aircraft System*);  
 RTC – Tikrojo laiko laikrodis (angl. *Real-Time Clock*);  
 SAW – Paviršinių akustinių bangų filtras (angl. *Surface Acoustic Wave filter*);  
 SBAS – Palydovinės navigacijos patikslinimo sistema (angl. *Satellite-Based Augmentation System*);  
 SISO – Viena įvestis, viena išvestis (angl. *Single-Input-Single-Output*);  
 SITL – Imitacinio pobūdžio eksperimentas naudojant gamintojo programinę įrangą (angl. *Software In The Loop*);  
 SLAD – Saugios tūpimo vietos aptikimo metodika (angl. *Safe Landing Area Detection*);  
 SLAM – Vietos aptikimas projektuojant žemėlapi (angl. *Simultaneous Localization And Mapping*);  
 SMAP – Skrydžio trajektorijos planavimo sudarant žemėlapi metodika (angl. *Simultaneous Mapping And Planning*);  
 SPI – Serijinė periferinė sąsaja (angl. *Serial Peripheral Interface*);  
 TCP – Duomenų perdavimo valdymo protokolas (angl. *Transmission Control Protocol*);  
 UART – Universalus asinchroninis imtuvas-siųstuvas (angl. *Universal Asynchronous Receiver-Transmitter*);  
 UAS – Bepiločio orlaivio sistema (angl. *Unmanned Aerial System*);  
 UAV – Bepilotis orlaivis (angl. *Unmanned aerial vehicle*);  
 UDP – Vartotojo duomenų paketo protokolas (angl. *User Datagram Protocol*);  
 USB – Nuosekloji jungtis (angl. *Universal Serial Bus*).

---

# Turinys

IVADAS.....	1
Problemos formulavimas.....	1
Darbo aktualumas .....	2
Tyrimų objektas.....	2
Darbo tikslas.....	2
Darbo uždaviniai.....	3
Tyrimų metodika .....	3
Darbo mokslinis naujumas .....	3
Darbo rezultatų praktinė reikšmė.....	4
Ginamieji teiginiai .....	4
Darbo rezultatų aprobavimas .....	5
Disertacijos struktūra .....	5
1. AUTONOMINIŲ ORLAIVIŲ BEI NAVIGACIJOS ALGORITMŲ APŽVALGA... 7	
1.1. Autonominio orlaivio koncepcija bei istorinė raida .....	7
1.2. Autonominių orlaivių klasifikacijos principai atsižvelgiant į šių orlaivių pritaikymo sritis bei galiojančius reglamentus.....	10
1.3. Reikalavimai autonominių orlaivių skrydžiams Lietuvos oro erdvėje .....	14
1.4. Autonominių orlaivių navigacijos, valdymo bei skrydžio kontrolės algoritmų klasifikacija.....	17
1.5. Pirmojo skyriaus išvados ir disertacijos uždavinių formulavimas .....	28

2. AUTONOMINIŲ ORLAIVIŲ SKRYDŽIO MATEMATINIS MODELIAVIMAS IR NAVIGACIJOS TIKSLUMO PALYGINAMOJI ANALIZĖ .....	29
2.1. Autonominio orlaivio skrydžio pagal užduotus algoritmus matematinis modeliavimas .....	30
2.1.1. Autonominio orlaivio skrydžio modeliavimas .....	30
2.1.2. Skrydžio autonominės navigacijos algoritmų modeliavimas orlaiviui atliekant kurso keitimą .....	36
2.2. Autonominio orlaivio skrydžio tikslumo vertinimas naudojant skirtingus algoritmus.....	41
2.2.1. Autonominio skrydžio tikslumo priklausomybė nuo skrydžio greičio bei naudojamo algoritmo .....	42
2.2.2. Autonominio skrydžio tikslumo priklausomybė nuo algoritmui taikomo apskritimo spindulio bei naudojamo algoritmo .....	48
2.2.3. Autonominio skrydžio tikslumo priklausomybė nuo posūkio kampu bei naudojamo algoritmo .....	53
2.2.4. Autonominio skrydžio tikslumo priklausomybė nuo vėjo greičio ir krypties.....	56
2.3. Antrojo skyriaus išvados.....	66
3. AUTONOMINIO ORLAIVIO NAVIGACIJOS ALGORITMO SAUGIAM ANTŽEMINIŲ KLIŪČIŲ IŠVENGIMUI SUKŪRIMAS IR TYRIMAS .....	69
3.1. Algoritmo matematinio modeliavimo pritaikymui pasirinktos įrangos veikimo principas .....	70
3.2. Autonominio antžeminių kliūčių išvengimo algoritmo matematinis modelis .....	73
3.3. Antžeminių kliūčių išvengimo algoritmas .....	83
3.4. Antžeminių kliūčių išvengimo algoritmo patikimumo vertinimo metodika.....	87
3.5. Antžeminių kliūčių išvengimo algoritmo patikimumo vertinimo rezultatai .....	92
3.6. Trečiojo skyriaus išvados .....	105
BENDROSIOS IŠVADOS .....	107
LITERATŪRA IR ŠALTINIAI.....	109
AUTORIAUS MOKSLINIŲ PUBLIKACIJŲ DISERTACIJOS TEMA SĄRAŠAS.....	117
SUMMARY IN ENGLISH.....	119
PRIEDAI <sup>1</sup> .....	135
A priedas. Skrydžių uždara trajektorija skaitinių tyrimų rezultatai .....	136

<sup>1</sup> Priedai pateikiami pridėtoje kompaktinėje plokštelėje.

B priedas. Skrydžių uždara trajektorija skaitinių tyrimų rezultatai imituojant vėją .....	146
C priedas. Skrydžių realiomis sąlygomis navigacijos duomenų pirmas įrašas .....	176
D priedas. Disertacijos autoriaus sąžiningumo deklaracija.....	198
E priedas. Bendraautorių sutikimai teikti publikacijų medžiagą disertacijoje .....	199
F priedas. Autoriaus mokslinių publikacijų disertacijos tema kopijos .....	204





---

# Contents

INTRODUCTION.....	1
Problem formulation .....	1
Relevance of the thesis.....	2
The object of research .....	2
The aim of the thesis .....	2
The tasks of the thesis .....	3
The research methodology .....	3
Scientific novelty of the thesis.....	3
Practical value of the research findings.....	4
Defended statements .....	4
Approbation of the research findings .....	5
The structure of the dissertation.....	5
1. OVERVIEW OF AUTONOMOUS AICRAFT AND NAVIGATION	
ALGORITHMS .....	7
1.1. Definition of an autonomous aircraft and its historical development.....	7
1.2. Classification principles of autonomous aircraft, taking into account the scope of these aircraft and the regulations in force.....	10
1.3. Requirements for autonomous aircraft flights in Lithuanian airspace.....	14
1.4. Classification of autonomous aircraft guidance, navigation and control algorithms.....	17
1.5. Conclusions of the first chapter and formulation of dissertation tasks .....	28

2. MATHEMATICAL MODELING OF AN AUTONOMOUS AIRCRAFT FLIGHT AND COMPARATIVE ANALYSIS OF THE NAVIGATION ACCURACY .....	29
2.1. Mathematical modeling of autonomous aircraft flight according to the used navigation algorithms .....	30
2.1.1. Autonomous aircraft flight simulation.....	30
2.1.2. Simulation of autonomous navigation course change algorithms.....	36
2.2. Accuracy evaluation of an autonomous aircraft flight using different algorithms.....	41
2.2.1. Dependence of autonomous flight accuracy on the flight speed and the used course change algorithm .....	42
2.2.2. Dependence of autonomous flight accuracy on the course change algorithm's circle radius and the used algorithm.....	48
2.2.3. Dependence of autonomous flight accuracy on the course change angle and the used algorithm.....	53
2.2.4. Dependence of autonomous flight accuracy on the wind direction and speed.....	56
2.3. Conclusions of the second chapter .....	66
3. IMPLEMENTATION AND ANALYSIS OF AN AUTONOMOUS AIRCRAFT NAVIGATION ALGORITHM FOR SAFE AVOIDANCE OF GROUND OBSTACLES .....	69
3.1. Operating principle of the selected equipment to be used for the mathematical modeling algorithm adaptation.....	70
3.2. Mathematical model for autonomous ground obstacle avoidance.....	73
3.3. Ground obstacle avoidance algorithm .....	83
3.4. Reliability evaluation methodology for autonomous aircraft ground obstacle avoidance .....	87
3.5. Results of the reliability of autonomous aircraft ground obstacle avoidance algorithm.....	92
3.6. Conclusions of the third chapter.....	105
GENERAL CONCLUSIONS .....	107
REFERENCES .....	109
LIST OF SCIENTIFIC PUBLICATIONS BY THE AUTHOR ON THE TOPIC OF THE DISSERTATION .....	117
SUMMARY IN ENGLISH.....	119
ANNEXES <sup>2</sup> .....	135
Annex A. Theoretical results of flight navigation accuracy .....	136

---

<sup>2</sup> The annexes are supplied in the enclosed compact disk.

Annex B. Theoretical results of flight navigation accuracy when simulating wind .....	146
Annex C. First navigation data log of the real experimental flights.....	176
Annex D. Author's declaration of academic honesty .....	198
Annex E. Agreement of co-authors to present publications material in the dissertation .....	199
Annex F. Copies of scientific publications by the author on the subject of the dissertation .....	204



---

# Ivadas

## Problemos formulavimas

Sparčiai tobulėjant aviacijos technologijoms palaipsniui atsiranda naujesnių ir modernesnių oro transporto priemonių. Iš pastarųjų galėtume išskirti orlaivius, kurie skrydį atlieka automatiškai ir/arba autonomiškai. Šiems orlaiviams pilotas jau nėra būtinybė, nes orlaivis skrydį kontroliuoja pats.

Visgi, pastaruoju metu automatiniai ar autonominiai skrydžiai yra labai apriboti nacionalinių institucijų dėl galimos grėsmės tretiesiems asmenims ar kitiems oro erdve besinaudojantiems orlaiviams. Nėra užtikrinama pakankama šių orlaivių skrydžių sauga. Dauguma dabartinių apribojimų autonominių orlaivių skrydžiams remiasi navigaciniais parametrais: aukščių, saugių atstumų ribojimai, kurių automatinė valdymo sistema be skrydžių operatoriaus priežiūros užtikrinti neturi galimybės.

Mokslo darbuose plačiai nagrinėjamos autonominių orlaivių galimybės bei perspektyvos, bandoma taikyti naujus skrydžių valdymo ar navigacijos algoritmus, kurie padidintų šių orlaivių autonomijos lygmenį, suteiktų daugiau funkcionalumo. Deja, papildomos funkcijos ne visada padidina skrydžio tikslumą, nėra orientuotos į tai, kad orlaivis užtikrintų reikalavimus, keliamus pastarųjų integracijai į bendrąją oro erdvę. Dėl šios priežasties yra aktualu ieškoti naujų autonominio skrydžio sprendimų, kurie užtikrintų ir navigacinį tikslumą.

## Darbo aktualumas

Strateginiais dokumentais „Flightpath 2050“ bei „Horizon 2020“ yra formuojamos ateities vizijos bei perspektyvos autonominių orlaivių vystymuisi. Numatoma, kad didelę ateities oro transporto dalį sudarys autonominiai orlaiviai.

Šiuos orlaivius bandoma vis plačiau pritaikyti įvairioms praktinėms misijoms vykdyti, o pritaikymas yra platus: sunkiai pasiekiamų teritorijų apžvalga bei monitoringas, orlaivis – kaip pagalbinė priemonė policijos patruliavimui, nedidelių siuntų automatizuotas pristatymas oru, pasienio apsauga ir monitoringas, elektros linijų gedimų stebėjimas bei fotografavimas, aerofotonuotrukų gamyba bei orto fotografinių žemėlapių sudarymas, pagalba esant gamtinių katastrofų atveju ir kita.

Nors dokumentais „Flightpath 2050“ bei „Horizon 2020“ yra siekiama autonominius orlaivius integruoti į bendrą oro erdvę vertinant galimas 4D skrydžių trajektorijas, visgi yra keliamas klausimas šių orlaivių patikimumui, skrydžio navigacijos kokybei. Dėl kylančių dvejonių ar autonominiai orlaiviai yra tinkama priemonė praktinių misijų vykdymui yra siektinas didžiausias autonomijos lygmuo. Tiriamuosiuose darbuose yra siūlomi įvairūs navigacijos metodikos bei efektyvumo gerinimo sprendimai laiko ar mažiausio atstumo atžvilgiu – ieškomi optimalūs sprendimai. Visgi, dėmesys mažai kreipiamas į pačio skrydžio tikslumą.

Disertacijoje nagrinėjami autonominio skrydžio algoritmai bei vertinamas skrydžio tikslumas, o gauti rezultatai pritaikomi kuriant naują autonomijos metodiką saugesniam antžeminių kliūčių apskridimui.

## Tyrimų objektas

Darbo tyrimų objektas – autonominių orlaivių navigacijos, skrydžio misijos vykdymo algoritmų bei skrydžio trajektorijos paklaidų tarpusavio koreliacija, siekiant pagerinti skrydžio tikslumą bei autonomijos lygį.

## Darbo tikslas

Skaitinės analizės, modeliavimo bei eksperimentinių tyrimų būdu įvertinus orlaivio autonominės navigacijos tikslumą, sudaryti orlaivio skrydžio saugaus antžeminių kliūčių išvengimo algoritmą.

## Darbo uždaviniai

Darbo tikslui pasiekti reikia spręsti šiuos uždavinius:

1. Išanalizuoti veiksnius, turinčius įtakos nedidelių autonominių orlaivių skrydžio saugumui ir/ar trajektorijos tikslumui.
2. Išanalizuoti nedidelių autonominių orlaivių navigacijos, valdymo ir kontrolės algoritmus.
3. Sudaryti autonominio orlaivio skrydžio navigavimo matematinį modelį ir įvertinti skrydžio navigacijos algoritmų tikslumą.
4. Sukurti autonominio skrydžio antžeminių kliūčių išvengimo algoritmą.
5. Išanalizuoti sukurto algoritmo tikslumą skrydį imituojant kompiuterinėje aplinkoje.
6. Praktiškai įvertinti ir ištirti sukurto algoritmo tikslumą orlaivio bandomaisiais skrydžiais esant natūralioms orų sąlygoms.

## Tyrimų metodika

Darbo uždaviniams įgyvendinti naudojama:

1. Matematinis modeliavimas bei skrydžio navigacinio tikslumo rezultatų vertinimas matematinės statistikos bei tikimybių metodais.
2. Skaitiniai tyrimai pagal sukurta metodiką naudojant autopiloto „ArduPilot“ programinę įrangą bei SITL skrydžio imitaciją.
3. Bandomieji skrydžiai sukurta metodikai patikrinti naudojant autopilotą „Pixhawk 2.1“.

## Darbo mokslinis naujumas

Rengiant disertaciją buvo gauti šie transporto inžinerijos mokslui nauji rezultatai:

1. Atlikus autonominio orlaivio skrydžio pagal skirtingus kurso keitimo algoritmus: klasikinio, plokštumos bei Dubinso, matematinį modeliavimą, gauti universaliai taikomi navigacijos algoritmų palyginimo rezultatai, pastebėtos teigiamos ir neigiamos algoritmų charakteristikos.
2. Įvertinus tirtas autonominių orlaivių skrydžio trajektorijas, rastos bendrosios ir universalios teorinės skrydžio tikslumo priklausomybės skirtingiems skrydžių parametrams.
3. Įvertinus kurso keitimo kampo, skrydžio greičio, navigacijos algoritmo sferos spindulio bei vėjo poveikio skrydžio tikslumui priklausomybę, surinkta nauja navigacinių duomenų bazė, kuri tinkama taikyti vertinant

skirtingomis aerodinaminėmis savybėmis pasižyminčių bepiločių orlaivių skrydžio tikslumą.

4. Pagal gautus rezultatus, sudarytas inovatyvus algoritmas orlaiviui autonominiu būdu apskristi antžemines kliūtis panaudojant Dubinso trajektorijų metodiką.

## **Darbo rezultatų praktinė reikšmė**

1. Sukurtas ir skaitiniu bei eksperimentiniu būdu patikrintas universalus antžeminių kliūčių apskridimui skirtos trajektorijos apskaičiavimo algoritmas, kuris gali būti pritaikytas siekiant užtikrinti didesnę autonominių orlaivių skrydžių patikimumą bei saugą, spartesnę šių orlaivių integravimą į bendrąją oro erdvę.
2. Gauti skaitinių tyrimų rezultatai bei sudarytas skrydžių navigacijos algoritmas gali būti taikomas kuriant atraminę navigacinių duomenų bazę, skirtą tobulinti skirtingomis aerodinaminėmis savybėmis pasižyminčių orlaivių navigacijos tikslumą.

## **Ginamieji teiginiai**

1. Navigacijos tikslumui vertinti yra tikslinga pasirinkti orlaivio skrydžio bei navigacijos algoritmų matematinio modeliavimo metodus, kurie eliminuoja aerodinamikos, jutiklių bei išorinių veiksnių įtaką.
2. Įrodyta, kad antžeminių kliūčių išvengimo algoritmas turi būti sudaromas panaudojant labiausiai prognozuojamą skrydžio trajektorijos metodiką orlaivio kursui keisti – Dubinso trajektorijų metodiką, kuri tinkama siekiant išlaikyti saugų atstumą tarp antžeminių kliūčių ir orlaivio.
3. Sukurtas universalus autonominės navigacijos antžeminių kliūčių išvengimo algoritmas padidina skrydžių saugą bei palengvina būsimą autonominių orlaivių integravimą į bendrąją oro erdvę, jei kompensuojamas GNSS imtuvo paklaidų poveikis arba praplečiamos saugos zonos ribos aplink antžemines kliūtis.
4. Vienas iš esminių veiksnių siekiant antžeminių kliūčių išvengimo algoritmo pritaikymo autopiloto sistemose – autopiloto autonominio sprendimo priėmimo vėlavimo mažinimas.



## Darbo rezultatų aprobavimas

Disertacijos tema yra atspausdinti 6 moksliniai straipsniai: vienas – mokslo žurnale, įtrauktame į Thomson ISI duomenų bazę su citavimo rodikliu (Kikutis, R., Stankūnas, J., Rudinskas, D., Masiulionis, T. 2017); vienas – mokslo žurnale, įtrauktame į Thomson ISI duomenų bazę be citavimo rodiklio (Masiulionis, T., Miniotas, D., Rudinskas, D., Kikutis, R., Masiulionienė, G. 2017); du – tarptautinėse duomenų bazėse referuojamuose žurnaluose (Kikutis, R., Stankūnas, J. 2014; Kikutis, R., Rudinskas, D. 2012), du – kituose leidiniuose (Kikutis, R., Stankūnas, J. 2014; Kikutis, R., Stankūnas, J. 2013).

Disertacijoje atliktų tyrimų rezultatai buvo paskelbti šešiose mokslinėse konferencijose Lietuvoje ir užsienyje:

- Tarptautinėje užsienio konferencijoje „*Research and Education in Aircraft Design*“, 2016 m. Varšuvoje;
- Tarptautinėje Lietuvos konferencijoje „*Research and Education in Aircraft Design*“, 2014 m. Vilniuje;
- Respublikinėje konferencijoje „*Aviacija*“, 2017 m. Vilniuje;
- Respublikinėje konferencijoje „*Aviacija*“, 2016 m. Vilniuje;
- Respublikinėje konferencijoje „*Aviacija*“, 2015 m. Vilniuje;
- Respublikinėje konferencijoje „*Mokslas – Lietuvos ateitis*“ teminėje konferencijoje „*Aviacijos technologijos*“, 2014 m. Vilniuje.

## Disertacijos struktūra

Disertaciją sudaro įvadas, trys skyriaai ir bendrosios išvados. Taip pat yra šeši priedai.

Darbo apimtis yra 135 puslapiai, neskaitant priedų, tekste panaudotos 77 numeruotos formulės, 63 paveikslai ir 17 lentelių. Rašant disertaciją buvo panaudota 111 literatūros šaltinių.



---

# Autonominių orlaivių bei navigacijos algoritmų apžvalga

Šiame skyriuje nagrinėjami bepiločių orlaivių automatinės bei autonominės navigacijos algoritmai atsižvelgiant į skirtingus šių orlaivių klasifikavimo standartus. Trumpai pateikta bepiločių orlaivių istorinė raida. Atkreipiamas dėmesys į skirtingų automatinės navigacijos algoritmų technines charakteristikas bei taikymo galimybes, jų teigiamas bei neigiamas savybes. Aptariamas skrydžių saugos bei aukšto autonomijos lygmens poreikis ateities transportui.

Su šio skyriaus tematika susiję straipsniai publikuoti Sensors (Kikutis *et al.* 2017), Aviation (Masiulionis *et al.*) bei konferencijos medžiagoje „Aviacijos technologijos“ (Kikutis ir Stankūnas 2014).

## 1.1. Autonominio orlaivio koncepcija bei istorinė raida

Šiuolaikiniai modernūs bepiločiai orlaiviai pasižymi gana dideliu automatizacijos lygiu. Visgi, šių orlaivių technologinės galimybės autonominei navigacijai vykdyti priklauso nuo pačio orlaivio funkcionalumo, kuris išsivystė palaipsniui. Visa tai privertė apibrėžti tai, kuriuos orlaivius turime traktuoti kaip bepiločius

bei kaip šiuos orlaivius reiktų klasifikuoti. Siekiant išanalizuoti autonominės navigacijos algoritmus, pirmiausia tenka pasirinkti nagrinėjamų orlaivių kategoriją bei atsižvelgti į šių orlaivių išsivystymo tendencijas.

Istoriškai pirmoji autonominio orlaivio idėja realizuota apie 1916 metus ir tai yra visai ne už ilgo kai buvo sukurtas pirmasis žmogaus pilotuojamas orlaivis. Visgi, pati idėja kilo daug anksčiau. Sukurti bepilotį skraidantį aparatą bandyta prieš 2500 metų senovės Graikijoje ir Kinijoje. Pirmieji tyrėjai, kurie domėjosi autonominiais mechanizmais buvo Pitagoras ir Archimedas, o pirmoji skraidančios mašinos idėja sukurta Archito, kuris dar buvo laikomas senovės Leonardu da Vinči (Valavanis *et al.* 2007). Šis skraidantis aparatas buvo pavadintas „Karvelis“, turėjo būti gaminamas iš medžio ir varomas garų energija, kuri talpinama skraidančio aparato viduje. Po keleto amžių ši idėja toliau buvo nagrinėjama Leonardo da Vinči, kuris taip pat daug dėmesio skyrė paukščio skrydžio analizei bei paukščių sparnų mojų imituojančių mechanizmų kūrimui. Visgi, dauguma šių idėjų taip ir liko nerealizuotos, o pirmasis žmogaus sukurtas bepilotis orlaivis atsirado 1916 metais ir buvo pavadintas „Hewitt-Sperry“. Šiame orlaivyje taip pat sumontuota pirmoji automatizuota stabilizavimo sistema, kuriai buvo reikalingas giroskopas. Šiuo orlaiviu susidomėjo karinės oro pajėgos ir tai atvėrė kelią bepiločių orlaivių plėtrai kariniams tikslams (Zaloga 2008). Nepaisant pirminio susidomėjimo, bepiločių orlaivių idėja kurį laiką buvo pamiršta iki kol Antrojo pasaulinio karo metu buvo įžvelgta, jog bepiločiai orlaiviai puikiai tinka panaudojimui kaip skraidantys taikiniai.

Didžiausias susidomėjimas bepiločiais orlaiviais įvyko iš karto po Antrojo pasaulinio karo. Šie orlaiviai pradėti plačiai naudoti žvalgybai. Pirmasis žvalgybinis bepilotis orlaivis buvo „SD-1“, kuris sugebėjo ore išbūti iki 30 min. ir buvo tupdomas panaudojant parašiutą. (Newcome 2004). Visgi, pirmasis bepilotis orlaivis, kuris vis dar atitinka šių dienų bepiločio orlaivio apibrėžimą buvo „Ryan Model 147“. Modernizavus šį orlaivį jis vis dar naudojamas iki šių dienų. Ne už ilgo sukurtas pirmasis bepilotis sraigtasparnis „QH-50 DASH“ (Zaloga 2008).

Moderniųjų bepiločių orlaivių era prasidėjo nuo 1980 metų. Orlaiviai pradėti plačiai taikyti ne tik kariniais tikslais žvalgybai ar kaip judantys taikiniai, bet palaipsniui pradedamos įžvelgti šių orlaivių galimybės panaudoti civilinėje aviacijoje. Keletas iš moderniausių bepiločių orlaivių yra: „RQ-4 Global Hawk“, „MQ-9 Reaper“, „Helios“ ir kiti. Palaipsniui atsirado poreikis gaminti nedidelius bepiločius orlaivius, nes įžvelgti jų privalumai: mažesni misijos kaštai, lengvesnė priežiūra ar didesnis mobilumas. Atsiranda ir miniatiūriniai bepiločiai orlaiviai, kurių masė nėra didesnė nei 1–3 kg. Visgi, bepiločių orlaivių vieningos standartizuotos klasifikacijos nėra. Dėl šios priežasties miniatiūrinio orlaivio terminas gali reikšti tiek orlaivį, kuris yra žymiai lengvesnis nei 1 g arba orlaivį,

kuris nėra sunkesnis nei 5 kg. Šis klasifikatorius šiuo metu gali būti standartizuojamas tik nacionaliniais arba Europos sąjungos dokumentais. Lietuvoje oficialaus reglamentavimo kaip reiktų traktuoti miniatiūrinį arba nedidelį bepilotį orlaivį taip pat nėra, bet išskiriama bepiločių orlaivių grupė, kurie yra lengvesni nei 300 g (apibrėžimas neįvardinamas).

Dėl didelės įvairovės bepiločių orlaivių, 2007 metais organizacija „Bepiločių orlaivių bendrųjų pajėgumų grupė“ (JCGUAV) apibrėžia bepilotį orlaivį kaip: *„Bepilotis orlaivis – tai daugkartinio naudojimo orlaivis, kuris skrydį vykdo be piloto orlaivyje ir šis orlaivis neskraidina keleivių, gali būti valdomas nuotoliniu būdu ar užprogramuotas skristi autonomiškai“*. Šis apibrėžimas kurį laiką buvo plačiai taikytas bepiločiams orlaiviams (UAV) bei bepiločių orlaivių sistemoms (UAS) paminėti (Herlik 2010, Fishpool 2010). Po metų, įvesta pataisa, kuri atskiria bepilotį orlaivį nuo bepiločių orlaivių sistemos: *„Bepilotis orlaivis – tai mechanizmas naudojamas ar skirtas naudoti skrydžiui ore vykdyti bei kuriuo skrydis vykdomas be piloto orlaivyje. Tai apibrėžia visų klasių orlaivius: lėktuvus, sraigtasparnius, dirįžablius ir vertikalaus pakilimo orlaivius išskyrus karšto oro balionus. Taip pat šis orlaivis turi būti valdomas pagal visas tris Dekarto koordinatų sistemos ašis.“* Pagal šį apibrėžimą nesunku suprasti, kad bepiločio orlaivio sistema yra sudaryta iš bepiločio orlaivio ir kitos papildomos antžeminės įrangos (GS):

$$\text{UAS} = \text{UAV} + \text{GS}. \quad (1.1)$$

Visgi, pastarasis apibrėžimas nenurodo kas yra bepiločio orlaivio sistema. Dėl šios priežasties Europos aviacijos saugos agentūra (EASA) 2009 metais reglamentuoja ir įdiegia apibrėžimą kas tai yra bepiločio orlaivio sistema: *„Bepiločio orlaivio sistema – tai sistema, kuri sudaryta iš skirtingų elementų: bepiločio orlaivio, valdymo stoties ir kitų sistemos elementų, kurie reikalingi skrydžiui vykdyti. Pvz.: valdymo ir kontrolės ryšys, orlaivio paleidimo bei sėkmingo nutūpymo elementai. Šis apibrėžimas neapriboja valdymo stočių ar kitų reikalingų papildomų elementų skaičiaus.“*

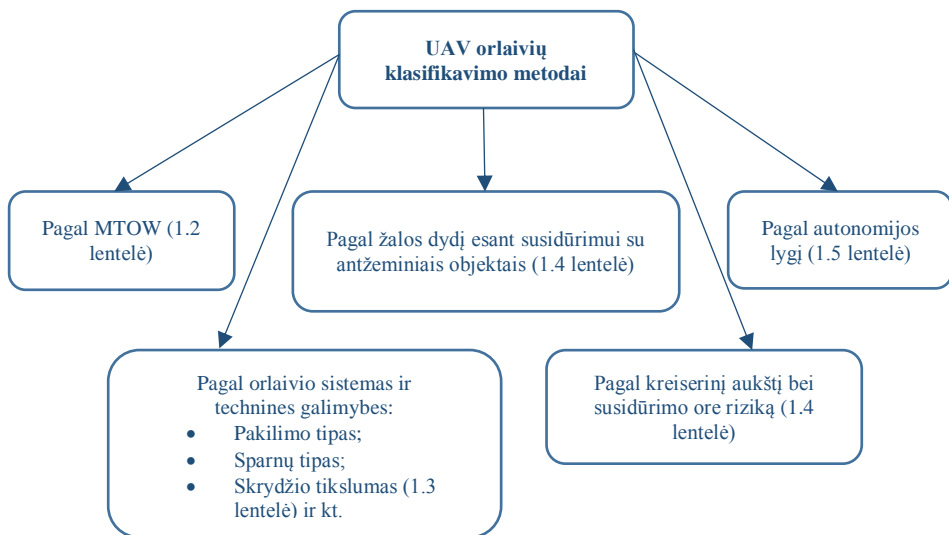
Taip pat dažnai aptinkama alternatyva trumpiniams UAV ir UAS yra RPA ir RPAS, kurių reikšmė yra analogiška anksčiau pateiktiems UAV ir UAS apibrėžimams (Herlik 2010, Fishpool 2010). Tolimesniame tekste naudojant trumpinius atsižvelgiama tik į jų formuluotę.

Bepiločių orlaivių sparti raida pastaraisiais dešimtmečiais privertė ne tik ieškoti bendro apibrėžimo kas tai yra bepilotis orlaivis ir jį standartizuoti, bet ir klasifikuoti šiuos orlaivius į grupes. Toliau darbe apžvelgta šių orlaivių klasifikacija.

## 1.2. Autonominių orlaivių klasifikacijos principai atsižvelgiant į šių orlaivių pritaikymo sritis bei galiojančius reglamentus

Skirtingos UAV klasifikavimo struktūros yra siūlomos siekiant, kad tai pagelbėtų atskirti vienus orlaivius nuo kitų pagal jų skrydžio charakteristikas bei kitas misijos vykdymo galimybes. Taip pat pagal pateikiamą klasifikavimo struktūrą orlaivio tipas yra tiesiogiai susiejamas su galimos žalos dydžiu, kurį šis orlaivis padarytų smūgio į žemę metu ar įvykus susidūrimui ore. Visi toliau pateikti klasifikavimo metodai nulemia skirtingus reglamentavimo standartus, o tai yra tiesiogiai susiję su poreikiu didinti bepiločiuose orlaiviuose naudojamų technologijų patikimumo lygį.

Svarbu atkreipti dėmesį, kad iki šios dienos bepiločių orlaivių klasifikacija pagal aptinkamus metodus, pateiktus 1.1 paveiksle, nėra iki galo standartizuota, todėl nė vienas iš pateiktų siūlymų nėra griežtai apibrėžiantis orlaivio kategoriją.



**1.1 pav.** Bepiločių orlaivių klasifikavimo metodai  
**Fig. 1.1.** Classification methods of unmanned aerial vehicles

Pirmiausia bepiločius orlaivius galima suklasifikuoti pagal orlaivių technines galimybes (Blyenburgh 2006). Ši klasifikacija suskirsto orlaivius pagal jų masę, skrydžio nuotolį, skrydžio aukštį bei skrydžio trukmę ir pateikta 1.1 lentelėje.

Kaip matyti pagal (1.1 lent.) pateiktą bepiločių orlaivių klasifikavimą, skirstymas pagal technines galimybes dažniausiai proporcingas orlaivio masei bei dažniausiai ir pačio orlaivio dydžiui. Visgi, (1.1 lent.) pateiktas klasifikatorius yra tik siūlomojo pobūdžio ir kadangi vieningo standarto nėra – priklauso nuo autoriaus įžvalgų.

**1.1 lentelė.** Bepiločių orlaivių klasifikavimas pagal technines galimybes (Blyenburgh 2006)

**Table 1.1.** Unmanned aerial vehicle classification according to technical capabilities (Blyenburgh 2006)

Orlaivio dydis	Masė, kg	Skrydžio nuotolis, km	Skrydžio aukštis, m	Skrydžio trukmė, h
Mikro	< 5	< 10	< 250	< 1
Mini	< 150*	< 10	< 300*	< 2
Taktiniai	15 – 2500	10 – 2000	50 – 9000	0,5 – 48
Strateginiai	> 2500	> 2000	> 20000	24 – 48
Specialiųjų užduočių	> 1000	< 1500	< 12000	3 – 4

\*Didžiausias dydis skiriasi pagal valstybių taikomus reikalavimus

Dėl šios priežasties (Betriebsgesellschaft 2001) darbe buvo bandyta bepiločius orlaivius suskirstyti pirmiausia atsižvelgiant į orlaivio galima didžiausią pakilimo masę MTOW. Ši klasifikacija pateikta 1.2 lentelėje.

**1.2 lentelė.** Bepiločių orlaivių klasifikavimas pagal didžiausią pakilimo masę (Betriebsgesellschaft 2001)

**Table 1.2.** Unmanned aerial vehicle classification according to maximum take-off mass (Betriebsgesellschaft 2001)

MTOW, kg	Skrydžio nuotolio kategorija	Tipinis didžiausias skrydžio aukštis, ft
≤ 25	Šalia operatoriaus	1000 (≈304 m)
25 – 500	Trumpo atstumo	15000 (≈4573 m)
501 – 2000	Vidutinio atstumo	30000 (≈9146 m)
> 2000	Ilgo atstumo	> 30000 (>9146 m)

Ši bepiločių orlaivių klasifikacija pagal didžiausią pakilimo masę ar pagal technines galimybes visgi neįvertina itin svarbaus veiksnio – orlaivio techninio patikimumo ar jo daromos žalos kitiems ant žemės ar ore esantiems objektams avarijos atveju. Šiuo metu kompetentingoms valstybių institucijoms tenka uždavinys ieškoti sprendimų bei metodų kaip apsaugoti trečiuosius asmenis ar kitus oro erdvės naudotojus – kuriami nauji įstatymai ir taisyklės. Siekiant geriau

įvertinti bepiločių orlaivių keliamą riziką skrydžių saugai (Betriebsgesellschaft 2001) leidinyje jau buvo pasiūlyta vertinti bepiločius orlaivius pagal skrydžio tikslumą bei nuokrypio ar nuonašos nuo planuotos trajektorijos dydį, kurie pateikti 1.3 lentelėje. Pagal pateiktus duomenis (1.3 lent.) galime pastebėti, kad nuonašos ar nuokrypio nuo planuotos trajektorijos dydis yra toleruojamas kaip nekeliantis didesnės grėsmės skrydžio saugai tik tuo atveju, jei aukščio nuokrypis mažesnis nei 100 ft ( $\approx 30$  m), šoninis nuokrypis mažesnis nei 1 nm ( $\approx 1,852$  km) bei visi netikslumai ištaisomi greičiau nei per 10 sekundžių. Taip pat aktualu pastebėti, kad šis klasifikavimo metodas pasiūlytas 2001 metais, tad nebuvo orientuotas į šiuo metu sparčiai populiarėjančius bepiločius orlaivius, kurių masė, greitis bei skrydžio aukštis atitinkamai yra ženkliai mažesni.

**1.3 lentelė.** Bepiločių orlaivių klasifikavimas pagal nuokrypio ar nuonašos nuo planuotos trajektorijos dydį (Betriebsgesellschaft 2001)

**Table 1.3.** Unmanned aerial vehicle classification according to deviation from the planned flight path (Betriebsgesellschaft 2001)

Orlaivio kategorija	Nuokrypio ar nuonašos dydžio išraiška	Paaiškinimas
I	Nėra	-
II	Maža	<ul style="list-style-type: none"> <li>Aukščio nuokrypis ar nuonaša <math>\leq 100</math> ft (<math>\approx 30</math> m);</li> <li>Šoninė nuokrypis ar nuonaša <math>\leq 1</math> nm* (<math>\approx 1,852</math> km);</li> <li>Orlaivis sugeba pakoreguoti nuokrypį ar nuonašą per 10 s.</li> </ul>
III	Svarbi ir vertinama	<ul style="list-style-type: none"> <li>Aukščio nuokrypis ar nuonaša <math>\leq 500</math> ft (<math>\approx 152</math> m);</li> <li>Šoninis nuokrypis ar nuonaša <math>\leq 1</math> nm* (<math>\approx 1,852</math> km);</li> <li>Orlaivis sugeba pakoreguoti nuokrypį ar nuonašą per 30 s.</li> </ul>
IV	Itin didelė	<ul style="list-style-type: none"> <li>Aukščio nuokrypis ar nuonaša <math>&gt; 500</math> ft (<math>\approx 152</math> m);</li> <li>Šoninis nuokrypis ar nuonaša <math>&gt; 1</math> nm* (<math>\approx 1,852</math> km);</li> <li>Orlaivis negali pataisyti nuokrypio ar nuonašos per 30 s.</li> </ul>

\* nm - jūrmylės



Be to, pateikta klasifikacija neįvertina galimos žalos įvykus avarijai, o tik aptaria skrydžio tikslumo toleravimo parametrus. Dėl šios priežasties (Dalamagkidis *et al.* 2012) darbe galime aptikti bepiločių orlaivių klasifikaciją, kur atsižvelgiama ir į avarijos tikimybės dydį, pateiktą 1.4 lentelėje.

**1.4 lentelė.** Bepiločių orlaivių klasifikavimas pagal avarijos tikimybės dydį (Dalamagkidis *et al.* 2012)

**Table 1.4.** Unmanned aerial vehicle classification according to accident probability (Dalamagkidis *et al.* 2012)

Orlaivio kategorijos numeris	Orlaivio kategorijos pavadinimas	MTOW, kg	( $T_{GI}$ )*
0	Mikro	< 1	$10^2$
1	Mažas	$\leq 1$	$10^3$
2	Nedidelis	$\leq 13,5$	$10^4$
3	Lengvas	$\leq 242$	$10^5$
4	Vidutinis	$\leq 4332$	$10^6$
5	Sunkus	> 4332	$10^7$

\*  $T_{GI}$  – koeficientas, parodantis laiko trukmę tarp dviejų atitinkamos masės orlaivių avarių, kad nukentėjusiųjų skaičius neviršytų nustatytos reikšmės

Bepiločių orlaivių klasifikacija (Dalamagkidis *et al.* 2012) darbe buvo paremta modelių, pagal kurį autorius įvertino orlaivio masės dydžio ir galimai žuvusiųjų žmonių skaičiaus priklausomybę su sąlyga kad šis skaičius nebūtų didesnis nei  $10^{-7} \text{ h}^{-1}$ . Rezultatai pateikti 1.4 lentelėje preliminarai nusako bepiločių orlaivių patikimumo bei keliamo pavojaus dydį. Visgi, dauguma bepiločių orlaivių turi galimybę skrydį vykdyti naudojant vien automatizacijos technologijų galimybes, kurios taip pat gali būti skirtingo sudėtingumo ar technologinio pažangumo. Dėl šios priežasties (Clough 2002a) savo darbe pasiūlė į bepiločių orlaivių klasifikaciją pažiūrėti iš autonomijos perspektyvos, pateiktos 1.5 lentelėje.

Pagal (1.5 lent.) pateiktus duomenis nesunku įvertinti, kad (neskaitant didesnių ir technologiškai modernesnių bepiločių orlaivių) šiuo metu sparčiai populiarėjantys nedideli bepiločiai orlaiviai pasiekia tik 2–3 autonomijos lygį, kuris neužtikrina saugaus bepiločio orlaivio skrydžio bendroje oro erdvėje su kitais orlaiviais bei neužtikrina patikimo autonomiško aplinkos vertinimo. Visgi, yra kuriamos metodikos, kuriomis siekiama paspartinti bei optimizuoti orlaivių skrydžių srautus (Kondroška 2012). Tai pagelbėtų integruojant autonominius orlaivius į bendrąją oro erdvę.

Pažvelgus į siūlomus UAV orlaivių klasifikavimo metodus galime pastebėti kad šiuo metu vieningos sistemos nėra, ji neregamentuota. Visgi, pagal galiojančius EASA reglamentus, valstybės narės privalo apibrėžti reikalavimus

bei taisykles nedidelių bepiločių orlaivių skrydžiams bendroje erdvėje, kurie vėlgi gali būti skirtingi kiekvienoje valstybėje kaip kad buvo minėta 1.1 lentelėje.

**1.5 lentelė.** Bepiločių orlaivių klasifikavimas pagal autonomijos sudėtingumo lygį (Clough 2002a)

**Table 1.5.** Unmanned aerial vehicle classification according to complexity of autonomous control levels (Clough 2002a)

Orlaivio kategorijos numeris	Autonomijos lygis
0	Nuotoliniu būdu valdomi orlaiviai
1	Automatinis suplanuotos skrydžio užduoties vykdymas
2	Realio laiku autonomiškai keičiama skrydžio misija
3	Realio laiku autonominis klaidų ar nenumatytų įvykių įvertinimas
4	Prie klaidų ar nenumatytų įvykių prisitaikantis (išmokstantis) orlaivis
5	Autonominis orlaivių grupės koordinavimas (realio laiku)
6	Autonominis orlaivių grupės bendradarbiavimas (realio laiku)
7	Autonominis aplinkos supratimas
8	Autonominis aplinkos pokyčių vertinimas ir veiksmų priėmimas
9	Autonominis aplinkos pokyčių vertinimas orlaivių grupėje
10	Pilna autonomija

EASA reikalavimus bepiločiams orlaiviams suskirstė į dvi grupes: bepiločių orlaivių standartai, kurių masė yra 150 kg ir daugiau, aprašomi pagrindiniame reglamente Nr. 216/2008, o orlaivių, kurių masė mažiau kaip 150 kg – direktyvoje 2009/48/EC.

### 1.3. Reikalavimai autonominių orlaivių skrydžiams Lietuvos oro erdvėje

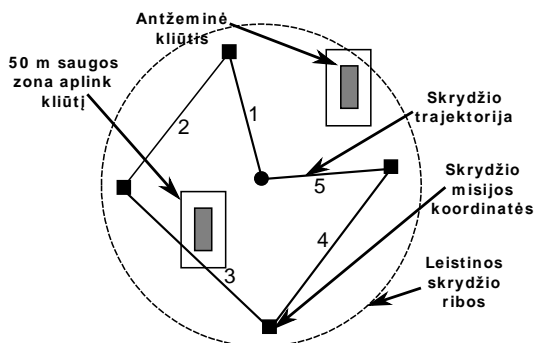
Nuo 2014 metų Lietuvoje įsigaliojęs Civilinės aviacijos administracijos – CAA įsakymas „Dėl bepiločių orlaivių naudojimo taisyklių patvirtinimo“ apibrėžė esminius reikalavimus skrydžių vykdymui šiais orlaiviais siekiant padidinti skrydžių saugą. Šie reikalavimai pirmiausia buvo teikiami EASA ir FAA organizacijų ir vėliau buvo nukreipti atitinkamai pavaldžioms valstybėms (Harington 2015). Lietuvos bepiločių orlaivių skrydžių taisyklių 2017 metų

redakcijoje minima, jog ši tvarka galioja visiems bepiločiams orlaiviams, kurių MTOM masė yra nuo 300 g iki 25 kg. Pagal 1.1 lentelėje minėtus bepiločių orlaivių klasifikavimo modelius šiuos orlaivius pagal jų MTOM masę galėtume priskirti mikro, mini bei iš dalies taktinių orlaivių kategorijai. Pagal šių orlaivių masę, pastarųjų skrydžio nuotolis įprastai yra ne tolesnis nei operatoriaus valdymo zonoje bei standartinis skrydžio aukštis apie 1000 ft ( $\approx 304$  m), o pagal orlaivio keliamo pavojaus lygio dydį esant susidūrimui su antžeminiais objektais galėtume traktuoti, kad tai mikro, mini ar nedidelis orlaivis.

Pastebima, kad naujosios taisyklės orientuotos o mažųjų bepiločių orlaivių kategorijas ir jų skrydžiams įvesti apribojimai, kuriais teigiama, kad skrydžio pagal galiojančio įstakymo punktus 10,3–10,6 (CAA 2017) vykdyti negalima:

1. Jei bepilotis orlaivis nėra matomas vizualiai, neįžiūrint jo skrydžio krypties ir padėties ir bet kokiais atvejais toliau kaip 1000 m nuo fizinės bepiloto orlaivio valdytojo biuvimo vietos.
2. Jei neišlaikomas atstumas daugiau kaip 50 m (visomis kryptimis) nuo visų rūšių transporto priemonių, esančių ant žemės ar vandens paviršiaus, statinių ar pašalinių žmonių.
3. Jei nevaldomoje oro erdvėje neišlaikomas aukštis iki 400 ft ( $\approx 120$  m) nuo žemės paviršiaus.
4. Virš miestų ir miestelių, tankiai gyvenamų rajonų arba žmonių sambūrio atvirose vietose.
5. Lietuvos Respublikos aerodromų oro eismo zonose (vertikaliose ir horizontaliose plokštumose), išskyrus atvejus, jei yra gautas aerodromo naudotojo rašytinis sutikimas ir laikomasi aerodromo naudotojo nustatytų sąlygų arba leistinose ir dokumento prieduose nurodytose oro erdvės dalyse.

Šiuos reikalavimus galime vizualiai įsivaizduoti pateiktu pavyzdžiu 1.2 paveiksle.



**1.2 pav.** Bepiločių orlaivių skrydžių oro erdvėje ribojimų pavyzdys  
**Fig. 1.2.** Example of an unmanned aerial vehicle flight limitations

Pagal pavaizduotą skrydžio maršrutą (1.2 pav.), kuris susideda iš 5 skrydžio atkarpų (pažymėtų skaičiais 1–5), nesunku susidaryti įspūdį, kad bepiločio orlaivio skrydžio galimybės yra smarkiai apribotos tiek didžiausiu leidžiamu skrydžio nuotoliu, tiek reikalaujama saugiu atstumu nuo visų kliūčių bei leistomis skrydžio lubomis. Pateiktame paveiksle pavaizduotas neleistinas skrydžio maršrutas, nes jis kerta pastato 50 m saugos zoną. Be to, net ir esant skrydžio maršrutui, kuris tenkina visas anksčiau nurodytas sąlygas mes negalime būti tikri, kad autonominio skrydžio metu orlaivis nepažeis šių reikalavimų. O tai gali būti dėl skirtingo tikėtino nuokrypio ar nuonašos nuo planuotos trajektorijos dydžio, kurią autonominis orlaivis dar galėtų užtikrinti. Nuokrypio dydis įprastai kiekvienam orlaiviui gali būti skirtingas, tad negali būti vienareikšmiškai nusakomas.

Visgi, pagal CAA įsakymo „Dėl bepiločių orlaivių naudojimo taisyklių patvirtinimo“ punktą 19 (CAA 2017) yra numatyta, kad: „Asmuo gali kreiptis į CAA su prašymu suteikti išimtį šių taisyklių 10.3–10.6 (CAA 2017) punktuose nustatytiems reikalavimams, jeigu jis gali pagrįsti CAA priimtina skrydžių saugos lygį atitinkamomis priemonėmis“.

Svarbu pastebėti, kad autonominiams orlaiviams taip pat papildomai taikomi ir bendrųjų skrydžių reikalavimai: ribojimai skrydžiams pasienio zonoje, draudžiamųjų skrydžių zonų reikalavimai „P zona“, galioja reikalavimai skrydžiams apribotose „R zona“, pavojingose „D zona“ pagal (CAA 2017) kariuomenės išskirtos neskraidymo zonos „T zona“, kiekviena savivaldybė turi teisę išskirti papildomas jų teritorijose esančias neskraidymo zonas. Nuolatos atsiranda ribojimai bei draudimai skrydžiams virš privačių teritorijų, mokyklų, ligoninių ir pan.

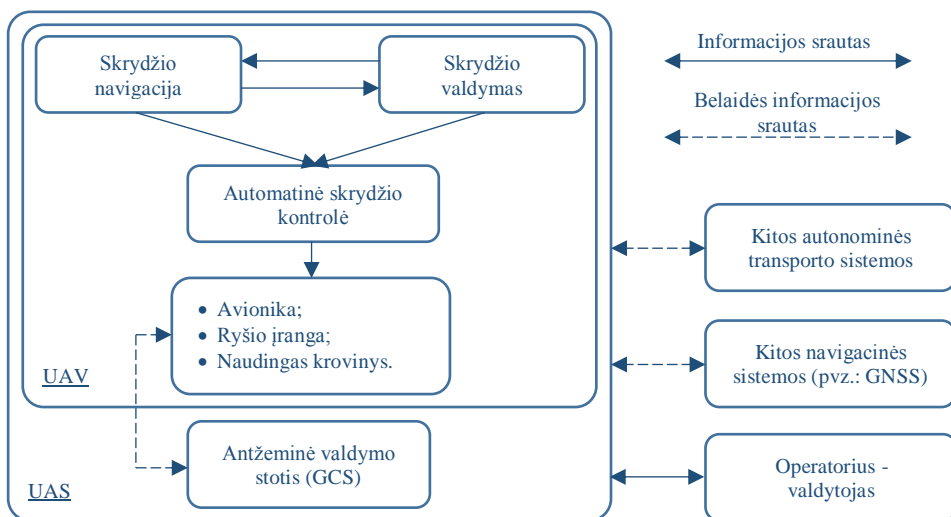
Dėl minėtų priežasčių galima daryti išvadą, kad šiuo metu bepiločių orlaivių saugos lygis yra nepakankamas, tad yra stengiamasi saugos lygį užtikrinti papildomais skrydžių ribojimais. Užtikrinus bei įrodžius didesnę bepiločių orlaivių skrydžių saugos lygį, būtų galima esamus ribojimus sušvelninti, o tai sudarytų geresnes sąlygas autonominių orlaivių panaudojimui įvairioms praktinėms užduotims vykdyti.

Pagal pateiktus teisinius reikalavimus bepiločių orlaivių skrydžiams, vienas iš saugos užtikrinimo kriterijų galėtų būti tikslesnis skrydis ar patikimesnė informacija apie atitinkamo orlaivio skrydžio nuonašą, autonominis kliūčių ar ribojamų zonų apskridimas. Visgi, tinkamas kliūčių ar zonų apskridimas yra funkcija nuo skrydžio tikslumo, nes skrydžio koridoriai siaurėja, reikia daugiau manevruoti (Masiulionis 2017). Jeigu bepilotis orlaivis yra valdomas autonomiškai autopilotu, tuomet skrydžio tikslumas tampa funkcija kriterijų, kurie daugiausiai priklauso nuo bepiločio orlaivio technologinio lygmens ar išorinių veiksnių, kuriuos reikia tinkamai įvertinti. Siekiant autonominius

orlaivius taikyti praktinėms užduotims vykdyti, reikia atsižvelgti į jiems taikomus naujus skrydžių saugos reikalavimus (Hlas *et al.* 2016).

## 1.4. Autonominių orlaivių navigacijos, valdymo bei skrydžio kontrolės algoritmų klasifikacija

Siekiant apibrėžti bepiločio orlaivio autonominio skrydžio tikslumo tobulinimo galimybes, pažvelkime į bepiločio orlaivio navigacijos, valdymo ir kontrolės algoritmų ryšių struktūrą, pateiktą 1.3 paveiksle.



**1.3 pav.** Bepiločio orlaivio navigacijos, valdymo ir kontrolės algoritmų ryšių struktūra

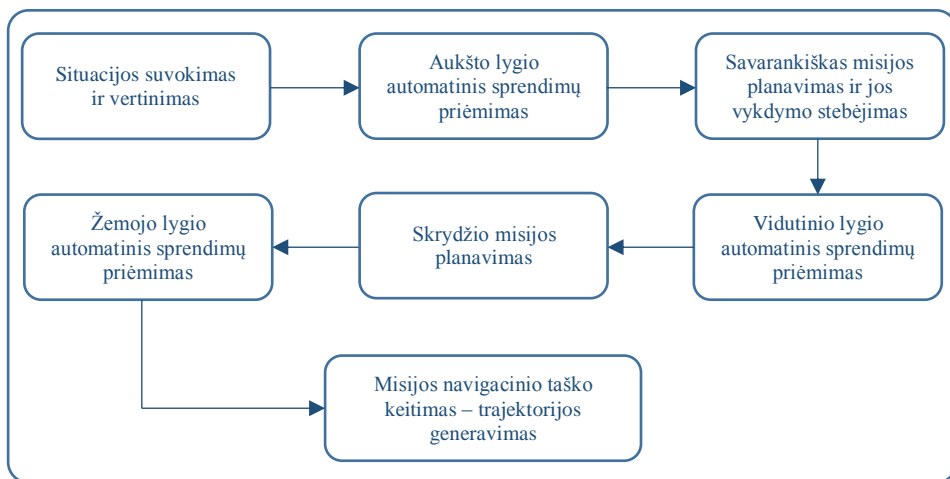
**Fig. 1.3.** Structure of unmanned aerial vehicle guidance, navigation and flight control algorithms

Pagal pateiktą (1.3 pav.) matyti, kad bepiločio orlaivio autonominės navigacijos procesai sudaryti remiantis trimis struktūriniais blokais: skrydžio navigacija, skrydžio valdymas bei skrydžio kontrolė (GNC). Informacijos srautai pasiskirsto tarp navigacijos ir valdymo algoritmų bei iš šių blokų yra perduodami skrydžio kontrolės algoritmams, kurie atlieka servo mechanizmų valdymą, radijo signalų perdavimą ir kitą autonominį orlaivio valdymą. Svarbu pabrėžti, kad pagal (1.5 lent.) pateiktą autonomijos lygio klasifikaciją atitinkamai skirsis GNC algoritmų sudėtingumo lygmuo. Esant aukštesniam autonomijos lygiui bepiločio

orlaivio sistema taip pat gali bendradarbiauti su kitomis autonominėmis transporto priemonėmis ar apsikeisti duomenimis su kitomis navigacinėmis sistemomis.

Apibrėžkime tris terminus, suteikiančius galimybę kalbėti apie automatizacijos lygmenį. Bepiločių orlaivių GNC algoritmus galima suskirstyti į automatinio, autonominio bei išmaniojo skrydžio vykdymo grupes. Automatiniai GNC algoritmai vykdo tik tiksliai užduotus skrydžio uždavinius – neturi galimybės priimti sprendimų. Autonominiai GNC algoritmai bepiločio orlaivio valdymo sistemai suteikia galimybę priimti sprendimus skrydžio trajektorijai keisti, kad būtų įvykdyti užduotos misijos reikalavimai. Išmanieji GNC algoritmai sudaro galimybes bepiločio orlaivio valdymo sistemai laisvai priimti sprendimus be papildomų instrukcijų atsižvelgiant į skrydžio saugos situaciją skrydžio metu.

Atsižvelgiant, kad GNC algoritmai gali turėti skirtingą automatizacijos lygmenį, skrydžio kontrolės algoritmai gali būti dalinami į grandininę skaičiavimų seką, kuri pateikta 1.4 paveiksle. Jei skrydžio valdymo algoritmas yra automatinis (žemo lygio sprendimų priėmimas), tuomet vykdomas tik automatinis navigacinio taško keitimas. Skrydžio misija planuojama esant autonominiam (vidutiniam sprendimų priėmimo lygiui), o išsamus situacijos suvokimas egzistuoja tik esant išmaniajam (aukštam sprendimų priėmimo lygiui) vykdamas skrydžio kontrolės algoritmą.

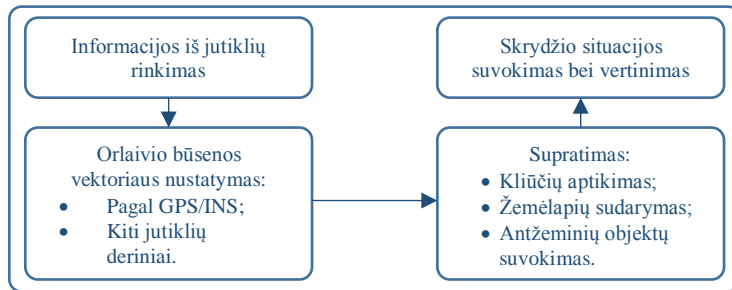


**1.4 pav.** Skrydžio valdymo algoritmų sudėtingumo lygio blokinė schema

**Fig. 1.4.** Block diagram of an unmanned aerial vehicle guidance algorithm complexity level

Atitinkamai suklasifikuojami ir navigacijos algoritmai, kurių sudėtingumo lygio grandininė seka yra pateikta 1.5 paveiksle. Šiuo atveju procesas yra

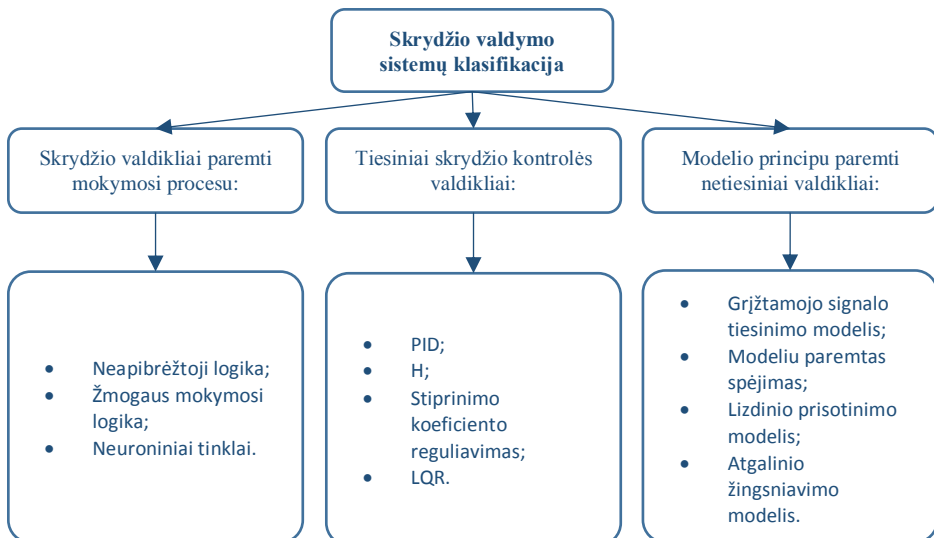
atvirkštinis lyginant su skrydžio valdymo algoritmų schema – prie žemesnio sudėtingumo lygio tolesni skaičiavimų blokai nepasiekiami. Automatinio būdu skrendantis orlaivis turi sugebėti rinkti jutiklių duomenis bei sudaryti orlaivio būsenos vektorių. Autonominis ar išmanusis navigacijos algoritmas turi orlaivio valdymo sistemai suteikti galimybę savarankiškai aptikti kliūtis ar priimti sprendimus.



**1.5 pav.** Skrydžio navigacijos algoritmų sudėtingumo lygio blokinė schema

**Fig. 1.5.** Block diagram of an unmanned aerial vehicle navigation algorithm complexity level

Toliau 1.6 paveiksle yra pateikta skrydžių kontrolės sistemų bei joms naudojamų algoritmų apžvalga ir klasifikacija.



**1.6 pav.** Skrydžio kontrolės sistemų bei jų algoritmų klasifikacija

**Fig. 1.6.** Classification of flight control systems and their algorithms

Visas skrydžio valdymo sistemas galima suskirstyti į tris grupes: valdikliai paremti mokymosi procesu, tiesiniai valdikliai, modeliuojami netiesiniai valdikliai. Bet kuris skrydžio valdiklis pagal (1.5 lent.) pateiktą klasifikaciją, autonomijos lygį pakelia iki 1-ojo, kuris užtikrina automatinį skrydžio misijos vykdymą.

Neapibrėžtosios logikos algoritmas pasiūlytas (Garcia *et al.* 2009). Šį modelį sudaro keturi mikrovaldikliai iš kurių kiekvienas atsakingas už vieną orlaivio ašies valdymą ir aukštėjimą-žemėjimą sraigtasparniams. Algoritmas sukurtas Matlab aplinkoje panaudojant svertinį vidurkį, kurio veikimas patikrintas 300 automatinio skrydžių atliekant kilimą, tūpimą, tiesų skrydį, skrydį maršrutu bei kaboją. (Garcia *et al.* 2009). Alternatyvą pastarajam metodui pateikė (Gavrilets *et al.* 2004; Abell *et al.* 2010). Pasiūlytas skrydžio algoritmas, besimokantis skrydžio manevrų pagal išmatuotus pilotų judesių duomenis. Tokiu būdu naudojant taikomą algoritmą yra sudaromas orlaivio dinaminis modelis. Algoritmui panaudotas tiesinis-kvadratinis iteracijų reguliatorius (iLQR) ir diferencinis dinaminis programatorius (DDP) (Gavrilets *et al.* 2004; Abell *et al.* 2010). Mokymosi procesu paremti mikrovaldikliai taip pat valdomi ir neuroniniais tinklais. Šiuo algoritmu nustatomas orlaivio dinaminis modelis (Dierks *et al.* 2010; Johnson *et al.* 2005; Buskey *et al.* 2001).

Didžioji dalis skrydžio valdymo sistemų šiuo metu naudoja tiesinius valdiklius, kurie labiausiai pritaikyti praktikoje. Vienas iš jų yra klasikinis PID valdiklis, kuriam naudojami trys reguliuojami koeficientai: proporcinis, integralinis, diferencialinis. Šio tipo architektūrą sudaro išorinė ir vidinė valdymo grandinės. Vidinė grandinė atsakinga už orlaivio padėties erdvėje nustatymą naudojant SISO (angl. *Single-Input-Single-Output*) PID valdiklį kiekvienai orlaivio ašiai. Vidinė grandinė taip pat naudoja PID valdiklį derinant orlaivio judėjimo stabilumą. Sistemos trūkumas – visų signalų grandinių PID koeficientai turi būti sureguliuoti rankiniu būdu atliekant skrydžio bandymus bei prie skirtingų orlaivio dinaminio savybių turės būti perreguluoti. Šioje valdiklių grupėje taip pat aptinkami tiesiniai – kvadratiniai (LQR) reguliatoriai. Pirmą kartą šis reguliatorius praktiškai pritaikytas 2008 metais Masačusetso technologijų institute. Tuomet LQR pritaikytas kontroliuoti nedidelio kvadrakopterio orientacijai erdvėje (How *et al.* 2008). Visgi, pati technologija nagrinėta anksčiau bei kitų tyrėjų ir mokslininkų darbuose (Nonami *et al.* 2010; Shin *et al.* 2005; Bergerman *et al.* 2007). LQR buvo pritaikytas kaip dalis algoritmo skrydžio mikrovaldikliui, kuris paremtas mokymosi principu (Abbel *et al.* 2010; Gavrilets *et al.* 2004).

Tarp tiesinių valdiklių dar aptinkami  $H_\infty$  tipo valdikliai. Pastarųjų privalumas – gebėjimas orlaivį valdyti prie neapibrėžtų dinaminio savybių.  $H_\infty$  taip pat plačiai pritaikomas praktikoje ir yra naudojamas “wePilot” ir “weControl” autopilotuose (Smerlas *et al.* 1998). Visgi,  $H_\infty$  turi skirtingas modifikacijas, tad (La Civita *et al.*



2006) yra pasiūlę  $H_\infty$  panaudoti keletą signalų grandinių. Vidinė grandinė naudoja MIMO (angl. *Multiple-Input-Multiple-Output*) metodiką orlaivio padėčiai erdvėje stabilizuoti, o keturi SISO valdikliai yra atsakingi už stabilizuotą skrydį užduota trajektorija. Šį valdiklį taip pat nagrinėjo (Schafroth *et al.* 2010; Gadewadikar *et al.* 2008; He *et al.* 2010). Kaip alternatyva  $H_\infty$  valdikliui buvo pasiūlytas kintamosios dinamikos bei stiprinimo koeficiento reguliavimo valdiklis. Šiam valdikliui būdingas tiesinių sistemų skaičiavimo principas. Tiesinės sistemos panaudojamos modeliuoti netiesinę orlaivio dinamikos sistemą. Kintamosios dinamikos bei stiprinimo koeficiento reguliavimo valdiklis plačiai taikomas už atmosferos ribų skriejančių sistemų valdymui, bet pritaikomas ir bepiločių orlaivių srityje (Takahashi *et al.* 2008; Gillula *et al.* 2011). Šis valdiklis sėkmingai panaudotas siekiant įvertinti “Starmac” kvadrakopterio atbulinį suktuką.

Visgi tiesiniai valdikliai yra riboti ir veikia geriau su tiesinėmis sistemomis. Dėl šios priežasties buvo pradėta tyrinėti netiesinius valdiklius. Šiuo metu literatūroje aptinkami grįžtamojo signalo tiesinimo modelio valdiklis, prisitaikantis valdiklis, orlaivio modeliu paremto spėjimo valdiklis, atgalinio žingsniavimo bei lizdinio prisotinimo netiesiniai valdikliai. Pirmasis iš šių valdiklių yra grįžtamojo signalo tiesinimo valdiklis, kuris orlaivio būsenos vektorių transformuoja į naują koordinačių sistemą, kurioje orlaivio dinamika patampa tiesine. Šis skaičiavimo algoritmas patikrintas tik imitacinių tyrimų būdu (Penga *et al.* 2009). Valdiklį sudaro vidinė ir išorinė signalo grandinė. Vidinę grandinę sudaro tiesinis grįžtamasis signalas ir netiesinis grįžtamasis signalas skrydžio greičiui, orlaivio padėčiai erdvėje ir kursui valdyti. Signalai vidinei grandinei teikiami iš išorinės grandinės panaudojus dinaminės inversijos metodą (Kendoul *et al.* 2010; Kumar 2011). Šiam valdikliui naudojama dinaminė inversija ir jos tikslumas gali būti stipriai priklausomas nuo modeliavimo klaidų. Siekiant išvengti šios problemos, buvo pasiūlytas prisitaikantis valdiklis, kuris gali eliminuoti modeliavimo dinamikos netikslumus bei skaičiuojamųjų parametrų paklaidas. Pirmą kartą prisitaikantis valdiklis pasiūlytas 2005 metais (Johnson *et al.* 2005). Šiuo metu valdiklis pritaikomas nedidelių bepiločių orlaivių autopilotų sistemose ir plačiai nagrinėjamas moksliniuose darbuose (Kendoul *et al.* 2010; Bisgaard *et al.* 2010).

Kitas aptinkamas metodas yra orlaivio modeliu paremto spėjimo valdiklis MPC (angl. *Model predictive control*). Šiuo atveju yra panaudojamas būsimojo išeinamojo signalo dydžio spėjimas. Tokiu būdu sumažinama tikėtina signalo paklaida. Uždavinyis sprendžiamas orlaiviui skrendant – tai yra realiu laiku (Nonami *et al.* 2010; Qi *et al.* 2010).

Taip pat dar galime aptikti atgalinio žingsniavimo (angl. *backstepping*) bei lizdinio prisotinimo (angl. *Nested saturation*) valdiklius. Pirmasis daugiausiai paremtas apytiksliais netiesiniu matematiniu modeliu ir orlaivio stabilumas analizuojamas panaudojant Lyapunov funkciją (Guenard *et al.* 2008; Herisse *et al.*

2010). Antrasis turi pranašumą prieš visus anksčiau aptartus valdiklius, nes šis vertina servo pavarų prisotinimą. Ši problema yra itin aktuali mažiems bepiločiams orlaiviams, nes orlaiviai dažnai valdomi atliekant staigius manevrus. Servo pavarų signalo prisotinimas įvyksta siekiant staigiai apskristi kliūtį ar dėl išorinių trukdžių, kuriuos gali sukelti stiprus vėjas (Kendoul *et al.* 2007; Lozano 2010; Romero *et al.* 2009).

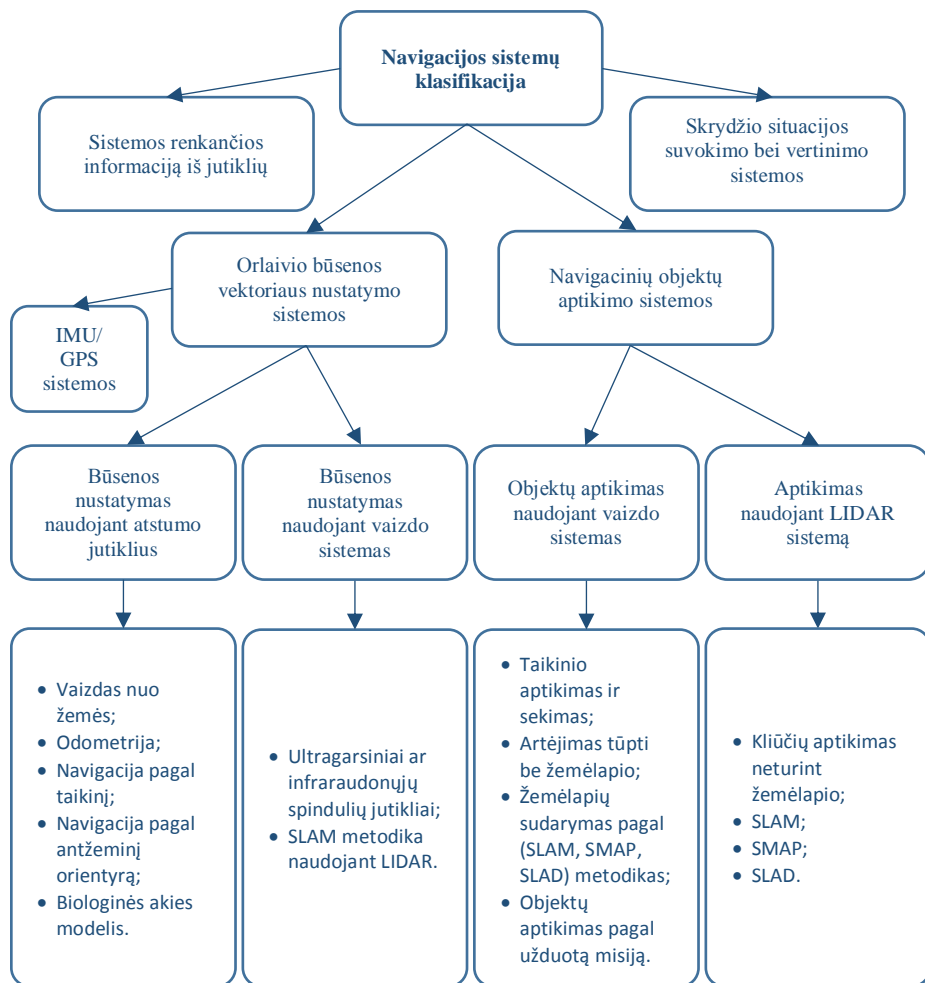
Trumpai apžvelgus bepiločiuose orlaiviuose naudojamas skrydžio valdymo sistemas bei jų veikimo principus, galima daryti išvadą, kad skrydžio valdymo sistemos suteikia orlaiviui automatiškumą, bet autonomijos mes nepasiekiamo. Skrydžio valdymo sistemos gali pagerinti skrydžio stabilumą ir suteikti papildomo funkcionalumo orlaivio valdyme, bet nesuteikia galimybės vertinti situacijos posūkio metu kai yra keičiama trajektorija, saugiai atpažinti bei apskristi kliūtis. Dėl šios priežasties toliau apžvelkime bepiločių orlaivių navigacijos sistemų klasifikaciją, pateiktą 1.7 paveiksle. Visas nedideliems bepiločiams orlaiviams taikomas navigacijos sistemas galima suskirstyti į keturias pagrindines grupes: duomenų rinkimo iš įvairių jutiklių sistemos; orlaivio būsenos vektoriaus nustatymo sistemos; navigacinių objektų aptikimo sistemos ir skrydžio situacijos suvokimo – vertinimo sistemos. Pati paprasčiausia navigacijos sistema yra renkanti navigacinius duomenis, kurie toliau tiesiogiai gali būti perduodami skrydžio valdikliui. Visgi tokios sistemos papildomo funkcionalumo nesukuria ir toliau nebus nagrinėjamos. Kiek sudėtingesnės sistemos surinktus navigacinius duomenis panaudoja orlaivio būsenos vektoriumi sudaryti. Mokslo publikacijose aptinkami sukurti navigacijos algoritmai, kurių veikimo principas paremtas orlaivio būsenos vektoriaus nustatymo sistemomis. Pati paprasčiausia sistema, kuri tinkama naudoti jei teritorijoje nėra antžeminių kliūčių buvo pasiūlyta dar 2006 metais. Darbuose (Christopsen *et al.* 2006; Bristeu *et al.* 2010) orlaivio būsenos vektorius (16 bei 23 dedamųjų) buvo sudarytas panaudojant GNSS ir IMU jutiklių duomenų suliejimą šiuos apdorojant EKF filtru. Visgi, jutiklių duomenų suliejimui naudojami ir kiti filtravimo metodai. Vienas iš jų yra dalelių filtras (Mahony *et al.* 2008).

Šiai užduočiai gali būti naudojami ne tik klasikiniai jutikliai, pavyzdžiui vaizdo stebėjimo ar atstumo matavimo jutikliai. Naudojant šio tipo jutiklius, vienas iš metodų orlaivio būsenos vektoriumi nustatyti yra panaudojant antžeminę filmavimo kamerą, kuri seka skrendančio orlaivio padėtį ir pagal gautą informaciją apskaičiuoja orlaivio būsenos vektorius (How *et al.* 2008; Michael *et al.* 2010; Martinez *et al.* 2010). Šiai užduočiai atlikti dažniausiai naudojami papildomi ryškios spalvos objektai, kurie tvirtinami prie orlaivio korpuso, tad filmavimo kameros yra lengvai atpažįstami. Analogiškai naudojama ir odometrija. Šia metodika naudojama filmavimo kamera tvirtinama orlaivyje. Renkami vaizdiniai duomenys, kuriuos apdorojus bei informaciją integruojant laike yra gaunama orlaivio padėties bei pozicijos kitimo tendencija. Pastaroji

informacija panaudojama orlaivio būsenos vektoriuje tolesniems skaičiavimams. Odometrijos metodika buvo pasiūlyta ir išbandyta (Amidi *et al.* 1999). Alternatyvią metodiką taip pat pasiūlė tyrimų centras Onera. Tyrimų centro publikuotame mokslo straipsnyje (Watanabe *et al.* 2010) pasiūlyta naudoti oras-žemė taikinio sekimo sistemą. Žemės taikinio sekimas atliekamas panaudojant filmavimo kamerą ir taip nustatomas šio objekto būsenos vektorius orlaivio atžvilgiu, o patys skaičiavimai atliekami inercinėje koordinačių sistemoje ar kameros koordinačių sistemoje apskaičiuojant pikselių koordinates. Pastarasis metodas gali būti pritaikytas ir žemės reljefo stebėjimui. Tuomet naudojama tiek filmavimo kamera, tiek atstumo nustatymo jutikliai (Conte *et al.* 2009). Kituose darbuose filmavimo kamera panaudojama ir kaip biologinės akies modelis. Tuomet gauta vaizdinė medžiaga yra pritaikoma trimatės erdvės vertinimui (Ruffier 2005). Ši technologija leidžia įgyvendinti orlaivio autonominį skrydį sekant žemės reljefą, įvykdyti automatinį tūpimą ir vietos tūpimui paiešką bei išvengti antžeminių kliūčių (William *et al.* 2008). Nors biologinės akies modelis gali būti panaudojamas orlaivio būsenos vektoriui sudaryti, visgi kad orlaivis galėtų saugiai apskristi antžemines kliūtis būsenos vektoriaus nepakanka.

Trečioji navigacijos sistemų grupė yra glaudžiai susijusi su orlaivio būsenos vektoriaus sudarymo technologija, bet yra labiau orientuota į navigacinių objektų aptikimo metodiką. Šiuo atveju reikalingos technologijos, kurios apskaičiuoja orlaivio būsenos vektorius, bet yra technologiškai pažangesnės. Jas dar galima suskirstyti į objektų aptikimo naudojant vaizdinę informaciją arba pasyvias sistemas – naudojamas objektų aptikimo LIDAR (angl. *Light Imaging, Detection and Ranging*) jutiklis. Visgi, gali būti taikomos ir aktyvios jutiklių sistemos. Pagerinus autonominio orlaivio technologijas, kad šis galėtų aptikti antžeminius ar skraidančius objektus, autonomijos lygis pagal (1.5 lent.) pateiktą informaciją pasiektų 4 lygmenį. Pats paprasčiausias nagrinėjamas algoritmas iš šios kategorijos yra naudojamas antžeminio ar oro taikinio sekimui ar autonominiam tūpimui įvykdyti, bet didžioji tyrimų dalis atliekama nagrinėjant SLAM (angl. *Simultaneous Localization And Mapping*), SLAD (angl. *Safe Landing Area Detection*), SMAP (angl. *Simultaneous Mapping And Planning*). SLAM metodika naudojama vienu metu aptikti antžeminę kliūtį ir sudaryti kliūčių žemėlapi. Metodika dažnai taikoma autonominių orlaivių skrydžiams uždaroje erdvėje – teritorijoje. Šis algoritmas panaudotas (Kanade *et al.* 2004) skrydį vykdant su Yamaha R-50 autonominiu sraigtasparniu 10 m aukštyje skenuojant antžemines kliūtis 300 m<sup>2</sup> teritorijoje. Sudarytas skaitmeninis teritorijos žemėlapis su koordinačių tinkleliu kas 0,5 m<sup>2</sup>. Visgi, vykdydama SLAM misiją orlaivio valdymo sistema negali priimti sprendimo antžeminei kliūčiai apskristi ir/ar susidūrimui išvengti. Dėl šios priežasties pasiūlytas metodas SMAP, kuomet orlaivis vienu metu atlieka žemėlapio sudarymą realių laiku ir skrydžio planavimą pasiremiant gautais duomenimis. Šis algoritmas suteikė galimybę įvykdyti

autonominę kliūtis išvengimo procedūrą, kuri aprašyta (Shim *et al.* 2006). Šiame darbe autoriai pasiūlė generuoti bei naudoti galimų skrydžio trajektorijų medį, pagal kurį orlaivio valdymo sistema priimtų teisingą sprendimą.



**1.7 pav.** Bepiločių orlaivių navigacijos sistemų bei jose taikomų algoritmų klasifikacija

**Fig. 1.7.** Classification of unmanned aerial vehicle navigation algorithms used in different navigation systems

Ketvirtoji grupė vadinama skrydžio situacijos suvokimo bei vertinimo sistemomis, kurios plačiai nėra ištirtos ar naudojamos. Šios grupės technologija atitinkamai pažangesnė už navigacinių objektų aptikimo sistemas ir traktuojama

kaip technologijų grupė atitinkanti bepiločių orlaivių išmaniosios automatizacijos lygmenį.

Navigacijos sistemos dalinasi informacija su skrydžio valdymo sistemomis ir yra atsakingos už orlaivio skrydžio maršrutą ar užduotą trajektoriją automatizaciją (Rudinskas 2011), todėl toliau apžvelgiama šių sistemų bei joms taikomų algoritmų klasifikacija.

Orlaivio valdymo sistemų klasifikacija pateikta 1.8 paveiksle.



**1.8 pav.** Autonominių orlaivių valdymo sistemų bei joms taikomų technologijų klasifikacija skrydžio misijos vykdymui

**Fig. 1.8.** Classification of unmanned aerial vehicle guidance algorithms used for various flight mission tasks

Orlaivio valdymo sistemas galime suskirstyti į tris grupes: trajektorijos planavimo algoritmai bei procedūros, skrydžio misijos planavimo sistemos bei autonominių orlaivių tarpusavio bendradarbiavimo bendros misijos vykdymui procedūros. Trajektorijos planavimo sistemos skirstomos pagal įvairius kriterijus. Kelių žemėlapiams naudojami trumpiausio ar greičiausio atstumo paieškos algoritmai. Savo darbe (Wzorek *et al.* 2010) siūlė naudoti šiuos algoritmus autonominio orlaivio navigacijos procedūrų mokymuisi įgyvendinti. Tyrimai atlikti naudojant realios orlaivio programinės bei techninės įrangos derinį skrydžio imitacijai atlikti. Autonominiams orlaiviams siūloma naudoti A\* ar D\* algoritmus skrydžio kelių žemėlapiams sudaryti (Pettersen *et al.* 2004; Andret *et al.* 2009). Orlaivių kurso valdymui taip pat panaudojami potencialų laukai. Ši technologija pasiūlyta pritaikyti realiam skrydžiui (Sherer *et al.* 2008). Lygiagrečiai buvo siūlyta ieškoti ir optimizavimo metų orlaivio navigacijai vykdyti atsižvelgiant į

orlaivio aerodinamiką, skrydžio misijos savybes ir kt. Optimizavimo siūlymai nagrinėjami (Goerzen *et al.* 2010; Cullgan *et al.* 2007; Mettler *et al.* 2010).

Orlaivio valdymo sistemos yra glaudžiai susijusios su taikomomis orlaivio navigacijos sistemomis ir turi dirbti kartu. Visgi, pastarųjų paskirtis yra skrydžio planavimas į ateitį, veiksmų prognozavimas bei koordinavimas keičiantis duomenimis. Pastaruoju metu daug dėmesio skiriama orlaivio valdymo sistemos, kurios vykdo skrydžio misijos planavimą nežinomoje teritorijoje, neturint informacijos apie vietovę bei galimas kliūtis skrydžio kelyje. Antžeminių kliūčių aptikimui yra siūloma naudoti filmavimo kameras (Gageik *et al.* 2016). Tokiu atveju orlaivio navigacija gali būti atliekama netgi nenaudojant GNSS imtuvo (Vanegas *et al.* 2016). Be to, duomenys surinkti filmavimo kamera gali būti panaudojami antžeminių kliūčių aptikimui, nurodytos kliūties ar objekto identifikavimui, kitų orlaivių sekimui bei saugiam antžeminių kliūčių išvengimui (Wang *et al.* 2017). Dirbtinio intelekto tyrimuose daug dėmesio skiriama filmavimo ar foto kamera gautų vaizdų skaitmeniniam apdorojimui. Šiuo metu iš gautos vaizdinės informacijos įmanoma išskaičiuoti vaizdo gylį, kuris gali būti panaudojamas numatyti atstumą nuo orlaivio iki objekto, kuris yra nuotraukoje fiksuojamas (Chauffaut *et al.* 2016). Suprojektavus autonominių orlaivių tarpusavio bendradarbiavimo procedūrą, visi orlaiviai skrydžio metu galėtų keistis informacija apie aptiktus objektus ar išskaičiuotu atstumu iki šių objektų (Kwon *et al.* 2014). Be to, literatūroje aptinkama darbų, kai siekiama įdiegti autonominio tūpimo procedūrą naudojant vien vaizdinę medžiagą, gaunamą filmavimo kamera (ši metodika jau taikoma ir technologiją galime aptikti autonominiuose orlaiviuose DJI Mavic Pro). Tuo atveju orlaivis pats vertina ar tūpimui vietovė yra tinkama, ar nėra pavojingų kliūčių tūpimo vietoje (Kyristis *et al.* 2016). Visgi, yra teigiama, kad būtų gauta patikima ir tiksli informacija orlaivio skrydžio vykdymui, reikia turėti didelę nuotraukų imtį – verta naudoti fotogrametriją. Siekiant susidaryti erdvinės situacijos vaizdą yra rekomenduojama tuo pačiu laiko momentu turėti kuo didesnę imtį vaizdinės medžiagos, kuri būtų gauta skirtingu reliatyviu kampu (Liu *et al.* 2017).

Antžeminių kliūčių aptikimas – tai tik viena iš autonominių orlaivių užduočių. Kitos – tai antžeminių kliūčių autonominis išvengimas bei remiantis surinkta informacija kliūčių žemėlapių sudarymas (Agrawal *et al.* 2017). Realiomis sąlygomis, kiekviena antžeminė kliūtis bus skirtingos geometrinės formos bei skirtingo dydžio, turės skirtingą aukštį. Dėl to yra siūlomi skirtingi metodai antžeminių kliūčių vertinimui (Wen *et al.* 2015). Vienas iš jų autonominiams orlaiviams yra panaudojant elipsoidinę geometriją (Sasongko *et al.* 2017). Be to, skrydį vykdant nežinomoje teritorijoje gali tekti generuoti papildomus navigacinius taškus, kurie iš anksto skrydžio misijoje nėra numatomi (Yang *et al.* 2015) arba skrydžio metu pagal susiklosčiusią situaciją

vykdyti autonominius skrydžio režimo parametrų keitimus: keisti skrydžio greitį, posvyrio kampo didžiausią dydį ar kitus parametrus (Arya *et al.* 2016).

Į orlaivio skrydžio bei misijos valdymo sistemų klasifikaciją taip pat patenka ir skrydžio trajektorijos planavimo sistemos. Vienas iš būdų planuoti bei kontroliuoti skrydžio trajektoriją – tai skirtingi kurso keitimo algoritmai bei orlaivio nukreipimo į kelio liniją metodika. Dažniausiai yra naudojami potencialų laukai. Kuo orlaivis labiau nutolęs nuo planuojamos kelio linijos, tuo stipriau jį stengiamasi nukreipti atgal. Kurso keitimui šiuo metu dažnai pasirenkama nagrinėti Dubinsio trajektorijas. Dubinsio trajektorija yra laikoma trumpiausio atstumo kreivė jungianti du taškus su sąlyga, kad orlaivio būsenos vektorius atvykimo taške bus teisingas. Tai reiškia, kad yra keliami reikalavimai ir orlaivio kursui kaip šis turi būti pakreiptas atvykimo taške. Šios trajektorijos yra įvairūs tiesių bei apskritiminių kreivių sujungimo deriniai. Dėl to skrydžio trajektorija iš išvykimo taško į atvykimo tašką gali būti sudaroma skirtingais būdais ir galiausiai naudojant optimizavimo metodus ieškoma trumpiausio ar greičiausio skrydžio kelio. Dubinsio trajektorijų išsamus matematinis aprašas pateiktas (Lugo-Cardenas *et al.* 2014; Owen *et al.* 2015).

Siekiant Dubinsio trajektorijas panaudoti orlaivio navigacijoje, taip pat privalu naudoti ir Dubinsio orlaivio modelį, kuris aprašytų judėjimo kinematiką bei esminius dinamikos principus (Flores *et al.* 2013). Tiriamuosiuose darbuose dažnai Dubinsio trajektorijos pritaikomos „keliaujančio prekeivio“ problemai spręsti. Taip nustatomas trumpiausias, greičiausias ar palankiausias maršrutas atsižvelgiant į papildomus išorinius veiksnius. Visgi, keliami sąlyga kad judėjimas turi būti užtikrintas judant pastoviu greičiu, negalima judėti atgal, reikia naudoti mažiausią apsisukimo spindulį. Tokie rezultatai tinka ir skrydžių vykdymui (Babel *et al.* 2017).

Siekiant sudaryti antžeminių kliūčių žemėlapi ar tiesiog saugiai šias antžemines kliūtis apskristi, tenka spręsti sudėtinę problemą – planuoti skrydį nežinomoje teritorijoje – pavyzdžiui apgyvendintoje vietovėje sekant objektą ar esant autonominių orlaivių bendradarbiavimui (Liu *et al.* 2014; Ground *et al.* 2016). Informacijos mainai antžeminių kliūčių išvengimo sprendimui priimti apskrendant kliūtis atviroje teritorijoje buvo analizuoti (Gillula *et al.* 2011) darbe. Informacijos mainai tarp autonominių orlaivių nagrinėjami ir šiems skrendant uždaroje teritorijoje (Michael *et al.* 2011). Siekiant įgyvendinti tinkamą informacijos sklaidą bei sprendimų priėmimą, svarbu kad orlaivio skrydžio trajektorija būtų kuo tiksliau apskaičiuota. Tam galėtų tikti Dubinsio trajektorijos. Kliūtys turi būti aptiktos naudojant papildomą įrangą ar bent jau iš anksto žinomos šių kliūčių koordinatės. Orlaivio valdymo sistema turi tinkamu laiku įvertinti antžeminę kliūtį bei priimti tinkamą sprendimą kliūties išvengimui. Siekiant tobulinti skraidančių aparatų autonomijos lygį, šie uždaviniai turi būti apjungiami bei sprendžiami kartu.

## **1.5. Pirmojo skyriaus išvados ir disertacijos uždavinių formulavimas**

1. Atlikus autonominiams orlaiviams taikomų algoritmų literatūros analizę bei įvertinus autonominių orlaivių skrydžiams šiuo metu keliamus griežtus reikalavimus, nustatyta, kad autonomijos lygis nėra pakankamas saugiam kliūčių ar skrydžiams apribotų zonų apskridimui.
2. Siekiant tobulinti orlaivio autonomijos lygį yra svarbu diegti technologijas, kurios praplėstų bepiločių orlaivių valdymo sistemų sprendimo priėmimo ribas – reikalinga 4-a ar aukštesnė autonominio orlaivio kategorija.
3. Siekiant sudaryti palankesnes sąlygas autonominių orlaivių skrydžiams bendroje oro erdvėje atsižvelgiant į CAA keliamus reikalavimus, vienas iš siūlymų galėtų būti skrydžio tikslumo užtikrinimas bei autonominio kliūčių aptikimo ir/ar išvengimo mechanizmo tobulinimas.

Įvertinus atliktos literatūros analizę yra formuojami disertacijos uždaviniai:

1. Sudaryti orlaivio skrydžio bei navigacijos matematinį modelį, kuris galėtų būti taikomas skrydžio navigacijos tikslumui vertinti.
2. Išanalizuoti autonominio orlaivio skrydžio navigacijos tikslumą naudojant skirtingus kurso keitimo algoritmus bei ieškoti optimalaus sprendimo trajektorijos nuonašos atžvilgiu.
3. Įvertinus orlaivio navigacijos tikslumą bei remiantis turimais skaitiniais rezultatais, sudaryti autonominio skrydžio algoritmą antžeminių kliūčių apskridimui.
4. Įvertinti sudaryto algoritmo skaitinių ir eksperimentinių tyrimų patikimumo rezultatus.



---

## **Autonominių orlaivių skrydžio matematinis modeliavimas ir navigacijos tikslumo palyginamoji analizė**

Šiame skyriuje aprašomi bepiločio orlaivio autonominės navigacijos algoritmai, kurie kontroliuoja orlaivio skrydį atliekant posūkį. Pateikti skrydžio algoritmai modeliuojami panaudojant bepiločiui orlaivio taikomas diferencialines lygtis. Pats orlaivis traktuojamas kaip materialusis taškas. Skrydžio navigacijos algoritmai lyginami tarpusavyje pagal jų charakteristikas bei pagal orlaivio skrydžio nuokrypį nuo užduotos trajektorijos dydį. Gauti skrydžio tikslumo duomenys traktuojami kaip vidutiniškai tikėtinas statistinis nuokrypis atsižvelgiant į faktą, jog taikomi modeliavimo metodai nevertina konkretaus orlaivio aerodinaminių savybių.

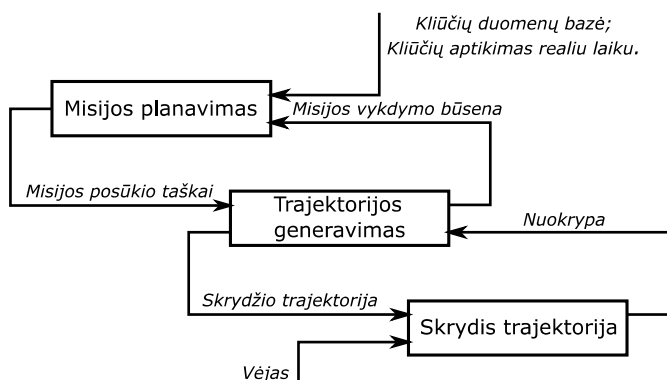
Su šio skyriaus tematika susiję straipsniai publikuoti žurnale „Mokslas – Lietuvos ateitis“ (Kikutis ir Stankūnas 2014) ir (Kikutis ir Rudinskas 2012) bei konferencijos medžiagoje Aviacijos technologijos (Kikutis *et al.* 2013).

## 2.1. Autonominio orlaivio skrydžio pagal užduotus algoritmus matematinis modeliavimas

Siekiant palyginti skirtingų autonominės navigacijos algoritmų kokybinį skrydžio tikslumą, pirmiausiai apibrėžiamos teoriniam tyrimui taikomo matematinio modelio charakteristikos bei aprašyamos bepiločio orlaivio skrydžio skaičiavimui naudotinos diferencialinės lygtys.

### 2.1.1. Autonominio orlaivio skrydžio modeliavimas

Teoriniam tyrimui vykdyti aprašysime bepiločio orlaivio autonominio skrydžio valdymo sistemos matematinį modelį. Bendroji tolesniuose skaičiavimuose naudojamo modelio struktūrinė schema pateikta 2.1 paveiksle. Šiame modelyje naudojami trys skaičiavimų blokai: autonominės misijos planavimui bei perplanavimui, trajektorijos matematiniam generavimui bei skrydžio trajektorija vykdymui.



**2.1 pav.** Bepiločio orlaivio autonominio skrydžio valdymo sistemos matematinio modelio struktūrinė schema

**Fig. 2.1.** Block diagram of an unmanned aerial vehicle autopilot's mathematical model for an autonomous flight

Autonominės misijos planavimui reikalinga papildoma informacija kuri skrydžio metu gaunama iš orlaivyje integruotos ar iš antžeminės valdymo stoties siunčiamos duomenų bazės apie skrydžio maršrute esančias antžemines kliūtis. Ši informacija gali būti naudojama pirminiam skrydžio misijos planavimui ar jos perplanavimui, kai skrydis jau vyksta. Išmanioji navigacijos sistema gali turėti galimybę pati realiu laiku atpažinti erdvėje esančias kliūtis naudodama LIDAR ar kitas panašias technologijas. Pagal šią informaciją misijos planavimo blokas

generuoja skrydžio atkarpas bei posūkių taškų koordinatas. Šiuo metu misijos planavimo blokas nėra atsakingas už skrydžio tikslumo vertinimą, todėl ši sisteminė dalis toliau nebus modeliuojama ir skaičiavimuose netaikoma.

Trajektorijos generavimo blokas atsakingas už skrydžio maršruto atkarpų ir posūkio taškų koordinatų informacijos apdorojimą bei perdavimą orlaivio skrydžio valdymo sistemai. Ši navigacinė informacija toliau naudojama vykdamas orlaivio valdymą – taikomos diferencialinės judėjimo lygtys. Atsiradęs nuokrypis nuo užduotos skrydžio trajektorijos perduodamas atgal trajektorijos generavimo blokui, kuris pakoreguoja orlaivio skrydžio valdikliui siunčiamą valdymo komandą, kad nuokrypis būtų koreguojamas.

Tolesniam tyrimui pagal autorių (Beard *et al.* 2014) ir (Owen *et al.* 2015) metodiką parinktas bepiločio orlaivio autonominės navigacijos modelis nevertina orlaivio aerodinamikos ir pats orlaivis traktuojamas kaip masę turintis bei judantis materialusis taškas. Orlaivio judėjimui panaudojamos toliau pateiktos diferencialinės lygtys (2.1–2.5 lygtys). Lygtys (2.1) ir (2.2) nusako orlaivio koordinatų pokytį:

$$\dot{p}_n = V_a \cos \psi + w_n, \quad (2.1)$$

$$\dot{p}_e = V_a \sin \psi + w_e, \quad (2.2)$$

čia  $p_n$ ,  $p_e$  – šiaurės ir rytų koordinatės,  $\psi$  – skrydžio greičio vektoriaus kryptis,  $V_a$  – orlaivio greitis oro atžvilgiu,  $w_n$ ,  $w_e$  – vėjo greičio šiaurinės bei rytinės krypčių dedamosios.

Autorių (Beard *et al.* 2014) ir (Owen *et al.* 2015) siūlomame modelyje orlaivio judesio pokytis apskaičiuojamas projektuojant momentinį skrydžio greitį oro atžvilgiu  $V_a$  į šiaurės ir rytų ašis koordinatų sistemoje NED. Projektacija gaunama matuojant orlaivio greičio vektoriaus kryptį  $\psi$  polinėje koordinatų sistemoje. Koordinatės pokyčiui įtaką taip pat gali daryti vėjo šiaurės ar rytų krypties dedamosios  $w_n$  bei  $w_e$ . Įvertinus vėją gaunamas orlaivio modelio greitis žemės atžvilgiu.

Orlaivio kurso pokytis išreiškiamas kaip antros eilės diferencialinė lygtis (2.3):

$$\ddot{X} = b_{\dot{X}} (\dot{X}^c - \dot{X}) + b_X (X^c - X), \quad (2.3)$$

čia  $X$  – orlaivio kursas arba orlaivio kurso pirmos ar antros eilės išvestinė,  $X^c$  – orlaivio autopiloto kurso komanda arba šios komandos pirmos eilės išvestinė,  $b_X$  – sistemos derinimo koeficientai, kurie priklauso nuo orlaivio kurso  $X$  ar jo išvestinių.

Modelis turi vykdyti autonominį skrydį, todėl lygtyje (2.3) turime orlaiviui užduoto kurso vertę  $X^c$ . Užduotas kursas bei momentinis kursas yra palyginami ir

esantis neatitikimas yra kompensuojamas PID valdikliu atitinkamai pagal koeficientų  $b_x$  nustatymus.

Modelyje taip pat naudojama autopiloto komanda, kuri valdo orlaivio aukštį. Aukštis valdomas panaudojant lygtį (2.4):

$$\ddot{h} = b_h (\dot{h}^c - \dot{h}) + b_h (h^c - h), \quad (2.4)$$

čia  $h$  – orlaivio skrydžio aukštis arba orlaivio skrydžio aukščio pirmos ar antros eilės išvestinė,  $h^c$  – orlaivio skrydžio aukščio autopiloto komanda,  $b_h$  – sistemos derinimo koeficientai, kurie priklauso nuo orlaivio skrydžio aukščio  $h$  ar jo išvestinių.

Aukščio valdymui taip pat naudojamas užduotos aukščio komandos bei realiu laiku esančio aukščio palyginimas. Esant neatitikimui aukštis koreguojamas panaudojant koeficientus  $b_h$ .

Siekiant, kad diferencialinės lygtys susijungtų į uždarą ratą, lygtims (2.1) ir (2.2) privalu žinoti momentinį skrydžio greitį, kuris taip pat gali kisti. Greičio vertinimui ir valdymui naudojama lygtis (2.5), o skrydžio greičio vektoriaus kampas  $\psi$  išreiškiamas (2.6) lygtimi. Lygtis (2.5):

$$\dot{V}_a = b_{V_a} (V_a^c - V_a), \quad (2.5)$$

čia  $V_a$  – orlaivio greitis oro atžvilgiu ar šio greičio pirmos eilės išvestinė,  $V_a^c$  – orlaivio greičio oro atžvilgiu autopiloto komanda,  $b_{V_a}$  – sistemos derinimo koeficientas, priklausantis nuo orlaivio greičio oro atžvilgiu.

Orlaivio greičio vektoriaus kampo lygtis (2.6):

$$\psi = X - \sin^{-1} \left( \frac{1}{V_a \cos \gamma_a} \begin{pmatrix} w_n \\ w_e \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} -\sin X \\ \cos X \end{pmatrix} \right), \quad (2.6)$$

čia  $\gamma_a$  – orlaivio atakos kampas oro srauto atžvilgiu.

Naudojamas modelis lygina greičio komandos vertę su realiu skrydžio greičiu bei esant neatitikimui vykdo korekciją panaudojant koeficientus  $b_v$ .

Lygtyse (2.3), (2.4) bei (2.5) naudojami koeficientai, kurie atlieka PID reguliatoriaus kalibravimo funkciją. Bendro tolydinio valdiklio lygtis išreiškiama (2.7):

$$U(t) = K \left[ e(t) + \frac{1}{T_I} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_D \frac{de(t)}{dt} \right], \quad (2.7)$$

čia  $U(t)$  – valdomas kintamasis,  $e(t)$  – sistemos paklaida,  $t$  – laikas,  $K$  – perdavimo koeficientas,  $T_I$  – integruojančios grandies laiko pastovioji,  $T_D$  – diferencijuojančios grandies laiko pastovioji.

Skrydžio tikslumui vertinti toliau naudojamas modelis, kurio blokinė schema buvo pateikta (2.1 pav.). Modelis privalo atlikti orlaivio skrydžio trajektorijos korekciją esant orlaivio nuokrypiui nuo užduotos misijos kelio linijos, stengtis orlaivį grąžinti į užduotą kelio liniją. Šiam tikslui panaudotas vektorinis laukas (Chen *et al.* 2013; Maillot *et al.* 2014). Vektorinis laukas išreiškiamas matematinėmis lygtimis (2.8) ir (2.9) (Nelson *et al.* 2006). Lygtis (2.8):

$$X_d(e_p) = -X^\infty \frac{2}{\pi} \tan^{-1}(k_p e_p), \quad (2.8)$$

čia  $X_d(e_p)$  – orlaivio kurso priklausomybė nuo skrydžio paklaidos,  $X^\infty$  – orlaivio kursas esant begalinio atstumu nuo skrydžio trajektorijos,  $k_p$  – sistemos derinimo koeficientas,  $e_p$  – orlaivio skrydžio paklaida.

Lygtis (2.9) nurodo vektorinio lauko modelį, jei skrydis vykdomas apskritimine trajektorija. Lygtis (2.9):

$$X_d(e_p) = \varphi + \lambda \left( \frac{\pi}{2} + \tan^{-1} \left( k_o \left( \frac{d - \rho}{\rho} \right) \right) \right), \quad (2.9)$$

čia  $X_d(e_p)$  – orlaivio kurso priklausomybė nuo skrydžio paklaidos,  $\varphi$  – orlaivio kursas nevertinant vėjo dedamosios,  $k_o$  – sistemos derinimo koeficientas,  $\lambda$  – posūkio pusė (kairėn, dešinėn),  $d$  – orlaivio atstumas iki apskritiminės trajektorijos,  $\rho$  – apskritiminės trajektorijos lanko spindulys.

Orlaiviui judant tiesia atkarpa vektorinis laukas skaičiuojamas (2.8) lygtimi, o judėjimą pakeitus į apskritiminį – (2.9) lygtimi. Šiose lygtyse orlaivio kursas  $X_d$  apskaičiuojamas panaudojant vektorinį lauką. Kursas priklauso nuo momentinio orlaivio nuokrypio nuo užduotos trajektorijos  $e_p$ . Lygtyse naudojami koeficientai  $k_p$  ir  $k_o$ , kurie sukalibruojami mažiausiam „prašokimui“ – nuokrypiui, kai orlaivis įskrenda į naujai užduotą trajektorijos atkarpą.

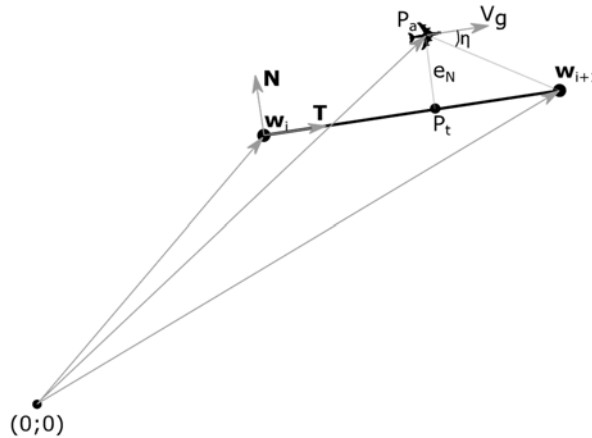
Orlaivio modelio judėjimą bei jo nuokrypio nuo užduotos trajektorijos valdymą paremtą vektorinio lauko principu pavaizduokime grafiškai 2.2. paveiksle. Tiesė  $\mathbf{w}_i - \mathbf{w}_{i+1}$  atitinka orlaivio skrydžio maršrutą, kurį sudaro du navigaciniai taškai  $\mathbf{w}_i$  ir  $\mathbf{w}_{i+1}$ . Orlaivio skrydžio matematinis skaičiavimas atliekamas plokštuminėje Dekarto koordinatėjų sistemoje, kuri šiuo atveju pavaizduota dvimatėje erdvėje. Visgi pats orlaivio skrydis bei orlaivio momentinės padėties koordinatės skaičiuojamos Serret-Frenet koordinatėjų sistemoje (Etkin 2005), kurios ašys  $\mathbf{N}$  ir  $\mathbf{T}$ . Šios koordinatėjų sistemos atskaitos taškas sutapatinamas su skrydžio maršruto atkarpos navigacinio taško koordinatėmis, bei ašys nukreipiamos skrydžio maršruto atkarpos kryptimi bei

stačiu kampu skrydžio maršruto kryptį. Tokiu būdu momentinės orlaivio koordinatės gali būti projektuojamos pagal nuskrusto atkarpos ilgio dalį bei skrydžio nuokrypį  $e_N$ . Skrydžio nuokrypio dydį tuomet apskaičiuosime pasinaudoję (2.10) lygtimi:

$$|e_N| = \left( \frac{\begin{bmatrix} -y_T & x_T & 0 \end{bmatrix}^T}{\left\| \begin{bmatrix} -y_T & x_T & 0 \end{bmatrix} \right\|} \right)^T (\mathbf{P}_a - \mathbf{w}_i), \quad (2.10)$$

čia  $e_N$  – orlaivio skrydžio paklaida pagal šiaurės kryptį,  $y_T$  – y ašies koordinatė;  $x_T$  – x ašies koordinatė,  $\mathbf{w}_i$  – skrydžio maršruto navigacinis taškas,  $\mathbf{P}_a$  – orlaivio momentinės koordinatės.

Pagal momentines orlaivio padėties koordinates bei sekančio maršruto navigacinio taško  $\mathbf{w}_{i+1}$  koordinates galime apskaičiuoti reikalingą mažiausią orlaivio kurso pokyčio kampą  $\eta$ , kuris reikalingas, kad orlaivis pasiektų navigacinį tašką  $\mathbf{w}_{i+1}$  jo nepraskridęs.



**2.2 pav.** Bepiločio orlaivio judėjimo bei nuokrypio nuo užduotos trajektorijos vektorinė išraiška

**Fig. 2.2.** Vectorial representation of an unmanned aerial vehicle movement and flight path error with the respect to the provided flight path trajectory

Pagal (2.2 pav.) taip pat galime apskaičiuoti ir likusios skristi atkarpos dydį. Šį atstumą galime rasti atlikę skaičiavimus pateiktus (2.11) lygtyje:

$$\mathbf{P}_a \mathbf{w}_{i+1} = \mathbf{w}_i \mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{P}_a, \quad (2.11)$$

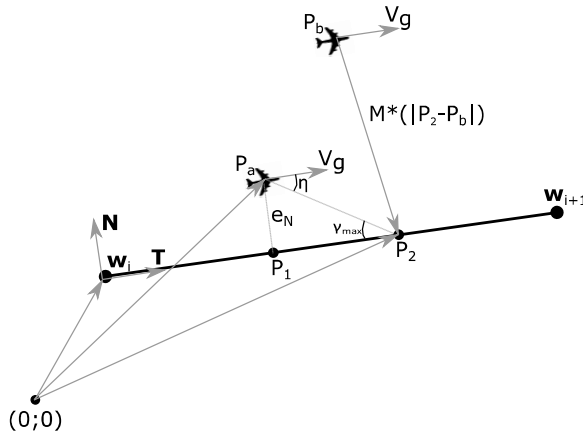
čia  $\mathbf{P}_a \mathbf{w}_{i+1}$  – tiesė jungianti  $\mathbf{P}_a$  ir  $\mathbf{w}_{i+1}$  koordinates,  $\mathbf{w}_i \mathbf{w}_{i+1}$  – tiesė jungianti  $\mathbf{w}_i$  ir  $\mathbf{w}_{i+1}$  koordinates,  $\mathbf{P}_a$  – orlaivio padėties koordinatės vektorius.

Skaičiavimą taip pat galime atlikti (2.11) lygtyje panaudojant orlaivio nuokrypį nuo užduotos trajektorijos dydį  $e_N$ . Išvesta išraiška užrašoma (2.12) lygtimi:

$$\mathbf{P}_a \mathbf{w}_{i+1} = |\mathbf{P}_t \mathbf{w}_{i+1}| \frac{(\mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{w}_i)}{|\mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{w}_i|} - |e_N| \frac{\begin{bmatrix} -y_T & x_T & 0 \end{bmatrix}^T}{\begin{bmatrix} -y_T & x_T & 0 \end{bmatrix}}, \quad (2.12)$$

čia  $\mathbf{P}_t \mathbf{w}_{i+1}$  – tiesė jungianti  $\mathbf{P}_a$  ir  $\mathbf{w}_{i+1}$  koordinates.

Vis dėlto, jei orlaivio nuokrypis nuo užduotos trajektorijos taptų itin didelis, ir orlaivio korekciją reiktų atlikti itin greitai, įvyktų nepageidaujamas navigacinio taško praskridimas ar skrydžio atkarpos peršokimas į priešingą pusę. Tokia situacija pavaizduota 2.3 paveiksle, kur orlaivį norima grąžinti į trajektoriją taške  $\mathbf{P}_2$ .



**2.3 pav.** Bepiločio orlaivio judėjimo bei nuokrypį nuo užduotos trajektorijos vektorinė išraiška esant didelėms paklaidoms

**Fig. 2.3.** Vectorial representation of an unmanned aerial vehicle movement and flight path error with the respect to the provided flight path trajectory with large flight path errors

Šiuo atveju apskaičiuojamas mažiausias atstumas  $\mathbf{D}_{\min}$ , kuris įvertina didžiausią galimą orlaivio kurso pokyčio kampą, kad orlaivis atlikdamas nuonašos korekciją neperšoktų į priešingą trajektorijos pusę. Šis skaičiavimas pateiktas (2.13) lygtyje:

$$\mathbf{D}_{\min} = \min(\mathbf{D}, |\mathbf{L}| \cdot \mathbf{M}^*), \quad (2.13)$$

čia  $\mathbf{D}_{\min}$  – mažiausias atstumas, kurio reikia grįžimui į trajektoriją naudojant didžiausią orlaivio kurso pokyčio kampą,  $\mathbf{D}$  – likutinis atstumas pagal skrydžio

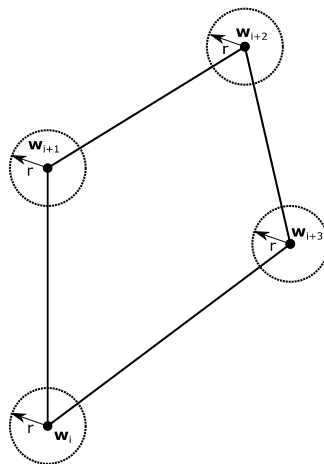
maršruto trajektorija kol orlaivis paklaida taps nulis,  $\mathbf{L}$  – likutinis atstumas nuo orlaivio padėties iki misijos trajektorijos kol orlaivis paklaida taps nulis,  $M^*$  – sistemos derinimo koeficientas.

Mažiausiam atstumui įvertinti panaudojamas sistemos derinimo koeficientas  $M^*$ , kuris dauginamas su likutiniu atstumu nuo esamos orlaivio pozicijos iki įskridimo į užduotos trajektorijos atkarpą  $\mathbf{L}$ . Pavaizduotoje situacijoje (2.3. pav.) dydis  $L$  atitinka atstumą  $\mathbf{P}_b\mathbf{P}_2$ . Atstumas  $\mathbf{D}$  atitinka atstumo  $\mathbf{L}$  projekciją skrydžio maršruto atkarpoje, kuri pavaizduotoje situacijoje (2.3. pav.) yra  $\mathbf{P}_1\mathbf{P}_2$ . Pagal (2.13) lygtį iš reikšmių  $\mathbf{D}$  ir  $\mathbf{L}$  parenkamas trumpesnis atstumas, kuris toliau naudojamas orlaivio skrydžio kursui keisti. Ši technologija gali būti naudojama kaip PID valdiklio alternatyva (Park *et al.* 2007).

Bepiločio orlaivio modelio autonominio skrydžio metodai kai naudojamas vektorinis laukas toliau pritaikomas skirtingiems navigacijos algoritmams orlaiviui vykdamt skrydžio kurso keitimą ir atlieka posūkį iš vieno navigacinio taško į kitą.

### 2.1.2. Skrydžio autonominės navigacijos algoritmų modeliavimas orlaiviui atliekant kurso keitimą

Pats paprasčiausias ir dažniausiai bepiločio orlaivio autopiloto įrangoje naudojamas autonominio kurso keitimo algoritmas yra paremtas orlaivio momentinių koordinatčių lyginimu su navigacinio taško koordinatėmis. Šio algoritmo pavyzdys pateiktas 2.4 paveiksle.



2.4 pav. Orlaivio kurso keitimo algoritmas, kai palyginamos orlaivio bei navigacinio taško koordinatės

Fig. 2.4. Change of aircraft course by comparing waypoint and aircraft momentary coordinates



Visgi, tiesiogiai lyginti orlaivio momentinių koordinatų su navigacinio taško koordinatėmis nėra galimybės, nes egzistuoja maža tikimybė, kad šios koordinatės atitinkamu laiko momentu sutaps. Dėl šios priežasties aplink navigacinį tašką brėžiama  $r$  spindulio sfera, kuri palengvina koordinatų lyginimo procesą. Lyginamos orlaivio momentinės koordinatės ir keliamas klausimas, ar jos patenka į spinduliu  $r$  apibrėžtos sferos vidų. Šį procesą galime aprašyti lygtimi (2.14):

$$|\mathbf{p}(t) - \mathbf{w}_{i+1}| \leq r, \quad (2.14)$$

čia  $\mathbf{p}(t)$  – orlaivio momentinė koordinatė,  $\mathbf{w}_{i+1}$  – tolesnis skrydžio misijos navigacinis taškas,  $r$  – sferos spindulys.

Lygtis (2.14) kelią sąlygą, ar orlaivio momentinės koordinatės  $\mathbf{p}(t)$  ir navigacinio taško į kurį skrendama koordinatės  $\mathbf{w}_i$  skirtumo modulis yra mažesnis arba lygus kaip kad užduotos sferos spindulys  $r$ . Jei sąlyga yra tenkinama, orlaivio autopilotas priima sprendimą keisti kursą ir toliau skrydį vykdo link navigacinio taško  $\mathbf{w}_{i+2}$ . Taip procesas kartojamas, kol orlaivis apskrenda visus skrydžio misijoje užduotus navigacinius taškus.

Orlaivio klasikinis kurso keitimo algoritmas pasižymi paprastumu, bet turi nemažai trūkumų. Orlaivio skrydžio nuokrypis nuo užduotos trajektorijos bus didesnis, jei didinamas sferos ties navigaciniu tašku spindulys. Esant itin netiksliam skrydžiui bei orlaiviui nepataikius įskristi į sferą įvyks klaida bei orlaivis autonomiškai skrendant nebeturės galimybių pakeisti kursą skristi į kitą navigacinį tašką – bus sukamos sferos aplink artimiausią navigacinį tašką arba bandomą grįžti į skrydžio misijos pradžios koordinatę. Be to, vykdant skrydį sferos viduje orlaivio kurso keitimo tikslumas nėra kontroliuojamas, tad negalima apibrėžti kokia trajektorija orlaivis judės.

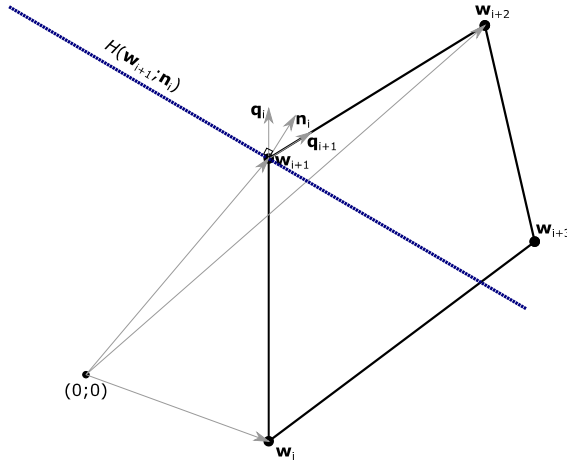
Dėl šių trūkumų orlaivio kursui keisti skrendant maršrutu siūlomas algoritmas kertant užduotos plokštumos ribą. Ši plokštuma kerta navigacinį tašką bei dalina kampą tarp dviejų skrydžio atkarpų į dvi lygias dalis. Orlaivio kurso keitimo algoritmo pavyzdys kertant plokštumą pateiktas 2.5 paveiksle.

Pagal (2.5 pav.) pavaizduoto plokštumos keitimo algoritmo principą, pirmiausia turime apskaičiuoti ir apibrėžti koordinates, kurios nurodo orlaivio autopilotui kada reikia atlikti kurso keitimą. Šie skaičiavimai privalo būti atliekami skrydžio metu arba išankstiniai skaičiavimai įrašomi į orlaivio autonominės sistemos atmintį.

Naudojant algoritmą galima apskaičiuoti vienetinių vektorių  $\mathbf{q}_i$  ir  $\mathbf{q}_{i+1}$  kryptis. Skaičiavimas pateiktas (2.15) ir (2.16) lygtyse. Skaičiavimui naudojamos navigacinių taškų koordinatės. Vienetinis vektorius, nurodantis dabartinės kelio linijos kryptį randamas lygtimi (2.15):

$$\mathbf{q}_i = \frac{\mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{w}_i}{\|\mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{w}_i\|}, \quad (2.15)$$

čia  $\mathbf{w}_i$  –  $i$ -tasis skrydžio misijos navigacinis taškas,  $\mathbf{w}_{i+1}$  – kitas skrydžio misijos navigacinis taškas po  $\mathbf{w}_i$ ,  $\mathbf{q}_i$  – vienetinis vektorius nurodantis skrydžio kryptį iš  $\mathbf{w}_i$  į  $\mathbf{w}_{i+1}$ .



**2.5 pav.** Orlaivio kurso keitimo algoritmas, kai kertama per navigacinį tašką brėžiama plokštuma

**Fig. 2.5.** Change of aircraft course by crossing the plane, which goes above the navigation waypoint

Vienetinis vektorius, nurodantis tolesnės kelio linijos kryptį randamas lygtimi (2.16):

$$\mathbf{q}_{i+1} = \frac{\mathbf{w}_{i+2} - \mathbf{w}_{i+1}}{\|\mathbf{w}_{i+2} - \mathbf{w}_{i+1}\|}. \quad (2.16)$$

Vienetiniai vektoriai  $\mathbf{q}_i$  ir  $\mathbf{q}_{i+1}$  parodo kryptį, kuria orlaivis skrenda iš navigacinio taško  $\mathbf{w}_i$  į  $\mathbf{w}_{i+1}$ , bei kryptį skrydžiui atlikus kurso pokytį iš  $\mathbf{w}_{i+1}$  į  $\mathbf{w}_{i+2}$ . Toliau apskaičiuojamas normalinis vienetinis vektorius  $\mathbf{n}_i$ , kuris apibrėžia kurso keitimui naudojamos plokštumos  $H(\mathbf{w}_{i+1}; \mathbf{n}_i)$  navigaciniame taške  $\mathbf{w}_{i+1}$  krypties pasukimą. Normalinis vienetinis vektorius apskaičiuojamas (2.17) lygtimi:

$$\mathbf{n}_i = \frac{\mathbf{q}_i + \mathbf{q}_{i+1}}{\|\mathbf{q}_i + \mathbf{q}_{i+1}\|}, \quad (2.17)$$

čia  $\mathbf{n}_i$  – normalinis vienetinis vektorius.

Pagal navigacinio taško koordinates, kuriame bus atliekamas kurso keitimas, bei vienetinio normalinio vektoriaus kryptį šiame navigaciniame taške, pagal (2.18) nustatomos plokštumos koordinatės:

$$\mathbf{p}(t) \in H(\mathbf{w}_{i+1}, \mathbf{n}_i), \quad (2.18)$$

čia  $H(\mathbf{w}_{i+1}; \mathbf{n}_i)$  – plokštuma kertanti navigacinį tašką  $\mathbf{w}_{i+1}$ ,  $\mathbf{p}(t)$  – plokštumos  $H$  koordinatės.

Orlaivio kurso keitimo algoritmas panaudojant plokštumą turi pranašumą prieš klasikinį algoritmą, nes šiuo atveju orlaivis navigacinio taško praskristi negali. Net ir esant dideliam orlaivio nuokrypiui nuo užduotos trajektorijos orlaivis užduotą plokštumą  $H(\mathbf{w}_{i+1}; \mathbf{n}_i)$  bet kuriuo atveju kerta. Šiuo algoritmu keliamas klausimas, ar orlaivio momentinės koordinatės yra toliau nei apibrėžtos plokštumos koordinatės. Jei taip, orlaivis atlieka kurso keitimą.

Orlaivio kurso keitimo algoritmas panaudojant plokštumą taip pat turi trūkumų, nes nėra žinoma kokių tikslumu orlaivis skrenda vykdant posūkį – dydis neapibrėžtas. Dėl šios priežasties ties navigacinio taško koordinatėmis, kuriose turėtų būti atliekamas posūkis, gali būti įbrėžiamas lankas, nurodantis tikslią orlaivio skrydžio trajektoriją posūkyje. Skrydžio trajektorijos, kurios sudarytos ne tik iš tiesių atkarpų, bet ir turi lanko elementų yra vadinamos Dubinsio trajektorijomis. Geometrijoje – tai trumpiausia kreivlinijinė trajektorija jungianti du taškus. Ši trajektorija gali būti sudaryta iš tiesių bei apskritiminių lanko formos atkarpų ir turėti skirtingus formų sujungimo derinius (Babel 2017). Išsamus Dubinsio trajektorijų aprašymas pateiktas (Lugo-Cardenas *et al.* 2014; Owen *et al.* 2015). Dubinsio trajektorijos taip gali būti naudojamos dvimatėje bei orlaiviams tinkamoje trimatėje erdvėje (Flores *et al.* 2013). Šias trajektorijas galima panaudoti ne tik autonominių orlaivių, bei ir kito sausumos ar vandens transporto priemonių valdymui (Babel 2017).

Toliau pateikiamas papildytas prieš tai aptarto orlaivio kurso keitimo algoritmas, kuriame naudojama plokštuma ties navigaciniu tašku  $\mathbf{w}_{i+1}$  įbrėžiant lanko formos trajektoriją. Algoritmas panaudojant Dubinsio trajektorijas pavaizduotas 2.6 paveiksle.

Dubinsio kurso keitimo algoritmas reikalauja papildomų skaičiavimų lyginant su plokštumos kurso keitimo algoritmu – naudoja dvi plokštumas, kurios nurodo kada orlaivio autonominio valdymo sistema turi pereiti iš skrydžio tiesia trajektorija į skrydį apskritimine trajektorija. Pirmiausiai apskaičiuojamas kampas  $\alpha$ . Kampas  $\alpha$  – tai kampas tarp dviejų maršruto atkarpų kai skrendama iš navigacinio taško  $\mathbf{w}_i$  į  $\mathbf{w}_{i+1}$  bei kai skrendama iš taško  $\mathbf{w}_{i+1}$  į  $\mathbf{w}_{i+2}$ . Kampas  $\alpha$  apskaičiuojamas remiantis (2.19) lygtimi:

$$\angle \alpha = \cos^{-1}(-\mathbf{q}_i^T \mathbf{q}_{i+1}), \quad (2.19)$$

čia  $a$  – kampas tarp dviejų skrydžio misijos kelio linijų atkarpų.

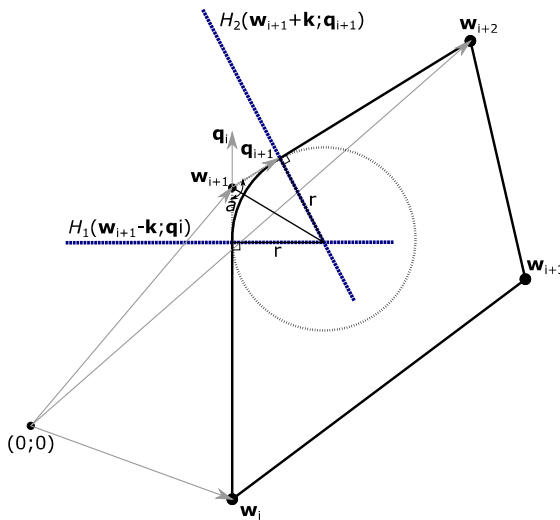
Kampo  $a$  apskaičiavimui naudojami vienetiniai vektoriai  $\mathbf{q}_i$  ir  $\mathbf{q}_{i+1}$ , kurių skaitinės reikšmės išreikštos (2.15) ir (2.16) lygtimis. Šie vienetiniai vektoriai bei kampas  $a$  naudojami apskaičiuoti atstumui  $\mathbf{k}$  ir  $-\mathbf{k}$ . Dydis  $k$  išreiškia atstumą nuo navigacinio taško  $\mathbf{w}_{i+1}$  pagal vienetinių vektorių kryptis  $\mathbf{q}_i$  ir  $\mathbf{q}_{i+1}$ . Taip galime apskaičiuoti koordinates taškų, kuriuos turės kirsti dvi plokštumos, nurodančios orlaivio skrydžio metodo keitimą iš skrydžio tiesia atkarpa į skrydį apskritimine trajektorija. Vektorius  $\mathbf{k}$  ir  $-\mathbf{k}$  apskaičiuosime pasinaudoję (2.20) ir (2.21) lygtimis:

$$-\mathbf{k} = -\left( \frac{r}{\tan \frac{\angle a}{2}} \right) \mathbf{q}_i, \quad (2.20)$$

čia  $r$  – Dubinsio sferos arba apskritimo spindulys,  $\mathbf{k}$  – atstumas nuo skrydžio misijos navigacinio taško iki skrydžio kelio linijos taško, kurį kerta plokštumos  $H(\mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{k}; \mathbf{q}_i)$  ir  $H(\mathbf{w}_{i+1} + \mathbf{k}; \mathbf{q}_{i+1})$ ,

$$\mathbf{k} = \left( \frac{r}{\tan \frac{\angle a}{2}} \right) \mathbf{q}_{i+1}. \quad (2.21)$$

Įbrėžtinis apskritimas gali turėti kintamo dydžio spindulį  $r$ .



**2.6 pav.** Orlaivio kurso keitimo algoritmas kai dvi plokštumos generuoja Dubinsio trajektoriją

**Fig. 2.6.** Change of aircraft course when two planes generate Dubins paths

Keičiant šį spindulį galime keisti skrydžio trajektorijos lanko aštrumą. Tokiu atveju dar įvertinamos įbrėžtinio apskritimo centro koordinatės, kurios apskaičiuojamos (2.22) lygtimi:

$$\mathbf{c} = \mathbf{w}_{i+1} - \left( \frac{r}{\sin \frac{\angle a}{2}} \right) \frac{\mathbf{q}_i - \mathbf{q}_{i+1}}{\|\mathbf{q}_i - \mathbf{q}_{i+1}\|}, \quad (2.22)$$

čia  $\mathbf{c}$  – Dubinso sferos arba apskritimo centro koordinatė.

Šia metodika aprašytos Dubinso trajektorijos buvo pritaikytos orlaivio skrydžiui darbuose (Lugo-Cardenas *et al.* 2014; Owen *et al.* 2015; Yang *et al.* 2016; Manyam *et al.* 2016). Metodika pritaikyta trumpiausio atstumo paieškai darbuose (Hota *et al.* 2014; Chang *et al.* 2013; Bakolas *et al.* 2011; Bakolas *et al.* 2013).

Naudojant aprašytą bepiločio orlaivio matematinę modelį bei tris skirtingus skrydžio kurso keitimo algoritmus, toliau galima vertinti orlaivio skrydžio tikslumą bei nuokrypius nuo užduotos trajektorijos.

## 2.2. Autonominio orlaivio skrydžio tikslumo vertinimas naudojant skirtingus algoritmus

Daroma prielaida, kad orlaivio autonominio skrydžio tikslumas yra skrydžio greičio, Dubinso trajektorijos apskritimo spindulio arba klasikinio kurso keitimo apskritimo spindulio dydžio, posūkio kampo dydžio, bei išorinių veiksnių įtakos faktorių – vėjo greičio ir krypties funkcija. Ši funkcija pateikta (2.23):

$$e_p = f(V_a, r, w, \psi, AL), \quad (2.23)$$

čia  $e_p$  – skrydžio koordinatinių navigacinė paklaida,  $w$  – vėjo greitis bei kryptis,  $AL$  – kurso keitimo algoritmo tipas.

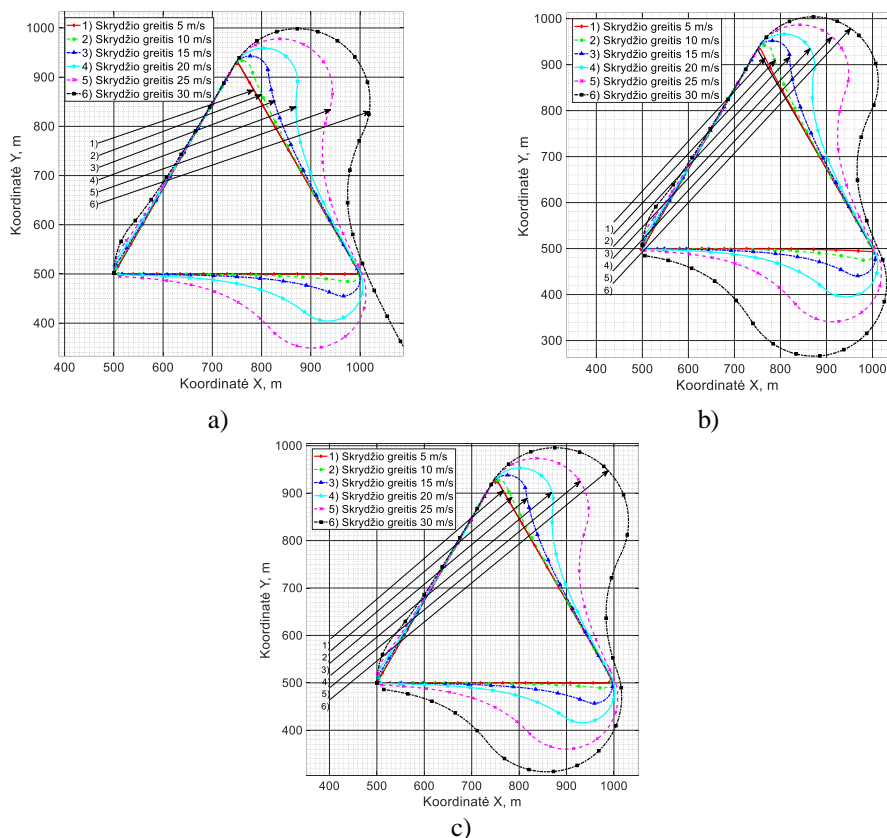
Šių veiksnių įtaka skrydžio tikslumui tolesniuose tyrimuose yra vertinama naudojant toliau pateiktus modeliavimo parametrus:

1. Matavimų dažnis: 0,01 Hz;
2. Orlaivio masė: 1,6 kg;
3. Posvyrio kampas: 30°;
4. Didžiausias skrydžio trajektorijos korekcijos kampas: 90°;
5. Tiesios trajektorijos sekimo koeficientas  $k_p$ : 0,01;
6. Apskritiminės trajektorijos sekimo koeficientas  $k_o$ : 6;
7. Kurso išlaikymo koeficientas: 0,01;
8. Aukščio išlaikymo koeficientas: 0,01.

Vienu metu negalima tiesiogiai įvertinti visų funkcijos kintamųjų įtakos skrydžio tikslumui, todėl toliau vertinama po vieną funkcijos kintamąjį bei jo įtaką skrydžio tikslumui. Kiti kintamieji šiuo atveju traktuojami kaip konstantos ir skaičiavimo metu nekinta. Paskutinis yra vertinamas vėjo įtakos veiksnys kai jau yra žinomos bendrosios skrydžio tikslo priklausomybės.

### 2.2.1. Autonominio skrydžio tikslo priklausomybė nuo skrydžio greičio bei naudojamo algoritmo

Šio tyrimo metu darome prielaidą, kad orlaivio posūkio keitimo algoritmui naudojamas įbrėžtinio apskritimo spindulys bei posūkio kampas nekinta, o išorinių veiksnių įtakos nėra.

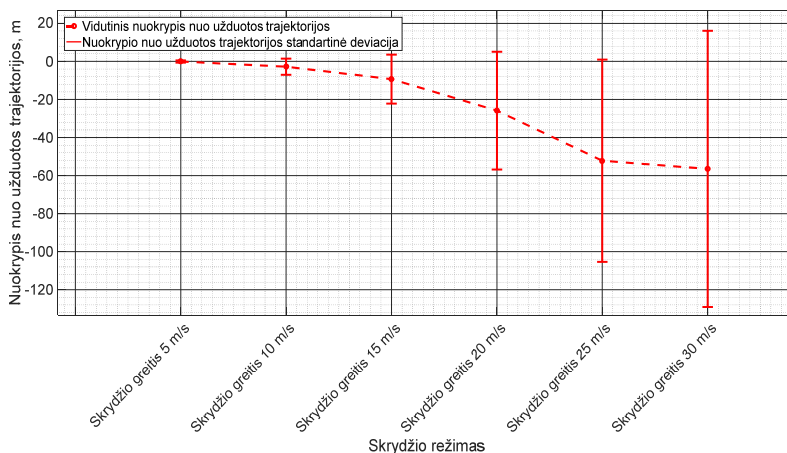


**2.7 pav.** Skrydžio tikslumas kai naudojamas: a) klasikinis, b) plokštumos, c) Dubinsio trajektorijų kurso keitimo algoritmas

**Fig. 2.7.** Flight accuracy when: a) classical, b) plane, c) Dubins trajectory course change algorithm is used

Panaudojus anksčiau aprašytus skrydžio algoritmų matematinius modelius bei parinkus skrydžių trajektoriją, kurios forma yra lygiakraštis trikampis bei kraštinės ilgis yra 500 m, gaunami rezultatai, pavaizduoti 2.7 paveiksle. Šie rezultatai parodo orlaivio judėjimą visos trajektorijos atžvilgiu naudojant skirtingus algoritmus esant skirtingiems skrydžio greičiams. Akivaizdu, kad vizualios trajektorijų deviacijos aiškių skirtumų tarp naudojamų algoritmų nepagrindžia. Šių tyrimų statistiniai rezultatai pateikiami – grafiškai 2.8–2.10 paveiksluose bei skaitiškai 2.1–2.3 lentelėse. Taip pat svarbu pastebėti jog orlaivis skrisdamas naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą esant 30 m/s skrydžio greičiui ties antruoju trajektorijos posūkiu neįskrido į užduoto apskritimo zoną. Dėl šios priežasties skrydžio misija nebuvo užbaigta. Toliau pateikti statistiniai duomenys, kai naudojamas klasikinis kurso keitimo algoritmas bei skrydžio greitis 30 m/s, negali būti patikimi.

Skrydžio nuokrypio nuo kelio linijos statistiniai duomenys, kurie pateikti (2.8 pav.) bei 2.1 lentelėje parodo, jog didinant skrydžio greitį nuo 5 m/s iki 30 m/s, vidutinis skrydžio trajektorijos nuokrypis didėja nuo  $-0,03$  m iki  $-69,97$  m.



**2.8 pav.** Autonominio skrydžio nuokrypio nuo kelio linijos vidurkis bei standartinė deviacija naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą

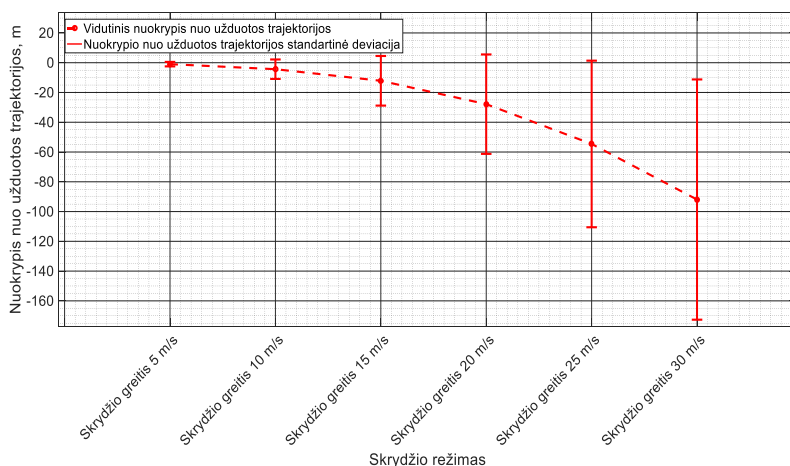
**Fig. 2.8.** Average flight path error and standard deviation values when a classical flight course change algorithm is used

**2.1 lentelė.** Autonominio skrydžio nuokrypio statistiniai duomenys naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą bei keičiant skrydžio greitį

**Table 2.1.** Statistical data of autonomous flight path error for various flight speeds when a classical course change algorithm is used

Tyrimo metu gauti statistiniai parametrai	Parametro vertė (esant skrydžio greičiui, m/s)					
	5	10	15	20	25	30
$e_{p_{\max}}$ , m	8,6	8,6	8,7	9,1	9,8	91,9
$e_{p_{\min}}$ , m	-0,8	-17,9	-46,9	-95,7	-151,5	-217,6
$\bar{e} = \frac{\sum e_i}{n}$ , m	-0,0	-2,8	-9,3	-25,9	-52,2	-69,9
$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e_i - \bar{e})^2}$ , m	0,6	4,2	12,9	30,9	53,2	84,9
$[\bar{e} - \sigma; \bar{e} + \sigma]$ , m	[-0,6; 0,6]	[-7,0; 1,5]	[-22,2; 3,6]	[-56,8; 5,1]	[-105,4; 0,9]	[-154,9; 14,9]

Analogiškai atlikus skaičiavimus gaunami ir statistiniai duomenys orlaivio skrydžio nuokrypiui įvertinti, kai naudojamas plokštumos algoritmas skrydžio kursui pakeisti. Statistiniai duomenys pateikti (2.9 pav.) bei 2.2 lentelėje.



**2.9 pav.** Autonominio skrydžio nuokrypio nuo kelio linijos vidurkis bei standartinė deviacija naudojant plokštumos kurso keitimo algoritmą  
**Fig. 2.9.** Average flight path error and standard deviation values when a plane flight course change algorithm is used



Vidutinio nuokrypio nuo kelio linijos priklausomybė nuo skrydžio greičio yra kvadratinė funkcija. Standartinio skrydžio nuokrypio deviacija išauga režiuose nuo -0,61 m iki -154,88 m bei nuo 0,55 m iki 14,93 m priklausomai į kurią pusę nuo užduotos trajektorijos kelio linijos skrydžio nuokrypis yra fiksuojamas.

Kai kurso keitimui naudojamas plokštumos algoritmas pastebima, kad didinant skrydžio greitį nuo 5 m/s iki 30 m/s, vidutinis skrydžio nuokrypio dydis išauga nuo -0,96 m iki -91,94 m.

**2.2 lentelė.** Autonominio skrydžio nuokrypio statistiniai duomenys naudojant plokštumos kurso keitimo algoritmą bei keičiant skrydžio greitį

**Table 2.2.** Statistical data of autonomous flight path error for various flight speeds when a plane algorithm is used for course change

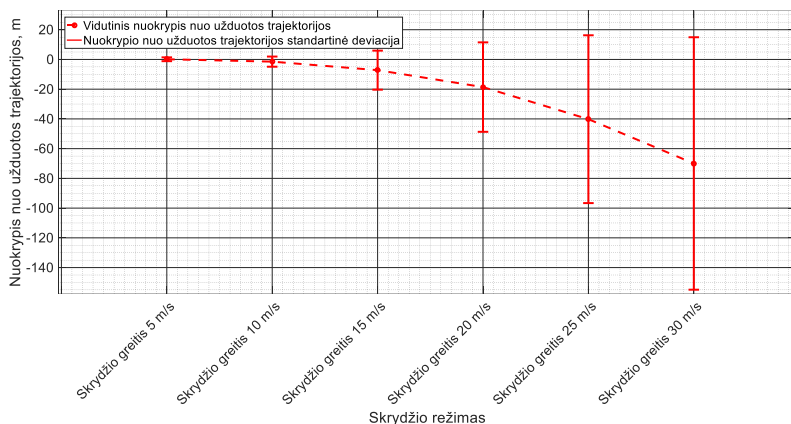
Tyrimo metu gauti statistiniai parametrai	Parametro vertė (esant skrydžio greičiui, m/s)					
	5	10	15	20	25	30
$e_{p_{\max}}$ , m	0	0	0	0	0	0
$e_{p_{\min}}$ , m	-6,7	-26,2	-59,3	-105,2	-159,8	-233,9
$\bar{e} = \frac{\sum e_i}{n}$ , m	-0,9	-4,4	-12,1	-27,9	-54,5	-91,9
$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e_i - \bar{e})^2}$ , m	1,5	6,5	16,7	33,4	55,9	80,7
$[\bar{e} - \sigma; \bar{e} + \sigma]$ , m	[-2,5; 0,5]	[-10,9; 2,2]	[-28,8; 4,5]	[-61,6; 5,6]	[-110,6; 1,4]	[-172,7; -11,2]

Standartinio skrydžio deviacija kinta režiuose nuo -2,47 m iki -172,65 m bei nuo 0,54 m iki -11,24 m.

Vykdam skrydį naudojant plokštumą kursui keisti, taip pat pastebėta, kad didžiausias teigiamas skrydžio nuokrypis visados yra lygus 0 m ir nekinta. Tai pagrindžia šio algoritmo veikimą. Visgi, bendros skrydžio tikslumo tendencijos panašios į skrydžio duomenis kai naudojamas klasikinis algoritmas skrydžio kursui keisti.

Trečiuoju atveju atlikus skaičiavimus naudojant Dubinso trajektorijas orlaivio kursui keisti, gaunami statistiniai duomenys pateikti (2.10 pav.) bei 2.3 lentelėje. Informacija pateikta analogišku formatu anksčiau atliktiems skaičiavimams.

Skrydžio nuokrypio statistiniai rezultatai pateikti (2.10 pav.) bei (2.3 lent.) parodo, jog skrydžio nuokrypio vidutinė reikšmė augant skrydžio greičiui nuo 5 m/s iki 30 m/s kinta intervale nuo 0,12 m iki -69,97 m.



**2.10 pav.** Autonominio skrydžio nuokrypio vidurkis bei standartinė deviacija naudojant Dubinsio trajektorijų kurso keitimo algoritmą

**Fig. 2.10.** Average flight path error and standard deviation values when a Dubins paths course change algorithm is used

Skrydžio nuokrypio nuo kelio linijos statistiniai duomenys pateikti 2.3 lentelėje.

**2.3 lentelė.** Autonominio skrydžio nuokrypio statistiniai duomenys naudojant Dubinsio trajektorijų kurso keitimo algoritmą bei keičiant skrydžio greitį

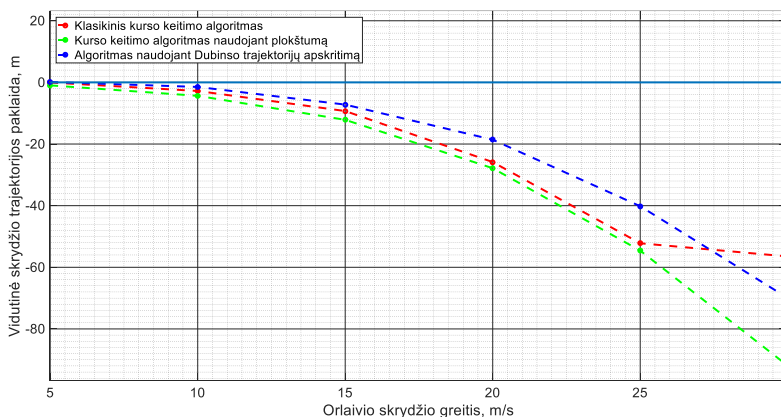
**Table 2.3.** Statistical data of autonomous flight path error for various flight speeds when a Dubins paths course change algorithm is used

Tyrimo metu gauti statistiniai parametrai	Parametro vertė (esant skrydžio greičiui, m/s)					
	5	10	15	20	25	30
$e_{p_{\max}}$ , m	15,0	20,2	32,7	48,7	69,3	91,9
$e_{p_{\min}}$ , m	-0,6	-11,5	-44,2	-90,3	-150,5	-217,6
$\bar{e} = \frac{\sum e_i}{n}$ , m	0,1	-1,5	-7,2	-18,6	-40,2	-69,9
$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e_i - \bar{e})^2}$ , m	1,9	3,4	13,1	30,1	56,4	84,9
$[\bar{e} - \sigma; \bar{e} + \sigma]$ , m	[-1,1; 1,4]	[-4,9; 1,9]	[-20,6; 5,9]	[-48,7; 11,5]	[-96,6; 16,3]	[-154,9; 14,9]

Išvengiama nuokrypio nuo užduotos trajektorijos augimo priklausomybė, kuri yra analogiška anksčiau aptartiems atvejams – kvadratinė. Skrydžio nuokrypio standartinė deviacija kinta režiuose nuo -1,15 m iki -154,88 m bei nuo 1,41 m iki 14,93 m. Bendrosios statistinės tendencijos išlieka analogiškos anksčiau aptartiems atvejams.

Svarbu atkreipti dėmesį, kad skrydžio tikslumo priklausomybė nuo skrydžio greičio naudojant bet kurį kurso keitimo algoritmą turi analogišką kvadratinės funkcijos pobūdį.

Atlikus orlaivio skrydžio greičio įtakos skrydžio nuokrypiui vertinimo palyginamąją analizę gauti rezultatai yra analogiški visiems trimis skirtingiems kurso keitimo algoritmams. Dėl šios priežasties sudėtinga įvertinti kuriuo atveju gauti duomenys yra tikslesni bei tikėtinas tikslesnis orlaivio skrydis. Šią informaciją išvelgti galime 2.11 paveiksle pateiktame grafike.



**2.11 pav.** Orlaivio vidutinė skrydžio trajektorijos paklaida naudojant skirtingus kurso keitimo algoritmus

**Fig. 2.11.** Average flight path error when three different course change algorithms are used

Gauti rezultatai lyginami (2.11 pav.), o pateiktas grafikas parodo, jog mažiausia vidutinė skrydžio paklaida esant visiems greičio režimams fiksuojama, kai naudojamas Dubinsio trajektorija paremtas kurso keitimo algoritmas. Jei orlaivio skrydžio greitis 30 m/s, grafike matyti klasikinio algoritmo pranašumas, bet (2.7 a pav.) pateikta skrydžio trajektorija parodo, jog kurso keitimas ties antruoju posūkio tašku neįvyko dėl algoritmo esamų techninių trūkumų. Dėl šios priežasties kai orlaivio skrydžio greitis yra 30 m/s kurso keitimo algoritmas naudojant sferą tampa mažiau patikimu – galimos skrydžio misijos vykdymo klaidos.

Pirmieji modelio bandymai parodė, kad orlaivio skrydžio greičio įtakos skrydžio trajektorijos tikslumui priklausomybė yra neigiama. Paklaida didėjant greičiui auga kvadratine priklausomybe, bet prie skirtingų kurso keitimo algoritmų mažiausia fiksuojama tuomet kai naudojamas Dubinso trajektorijomis paremtas kurso keitimo algoritmas. Toliau pateikiama kurso keitimo algoritmo apskritimo spindulio dydžio įtakos priklausomybės skrydžio tikslumui analizė.

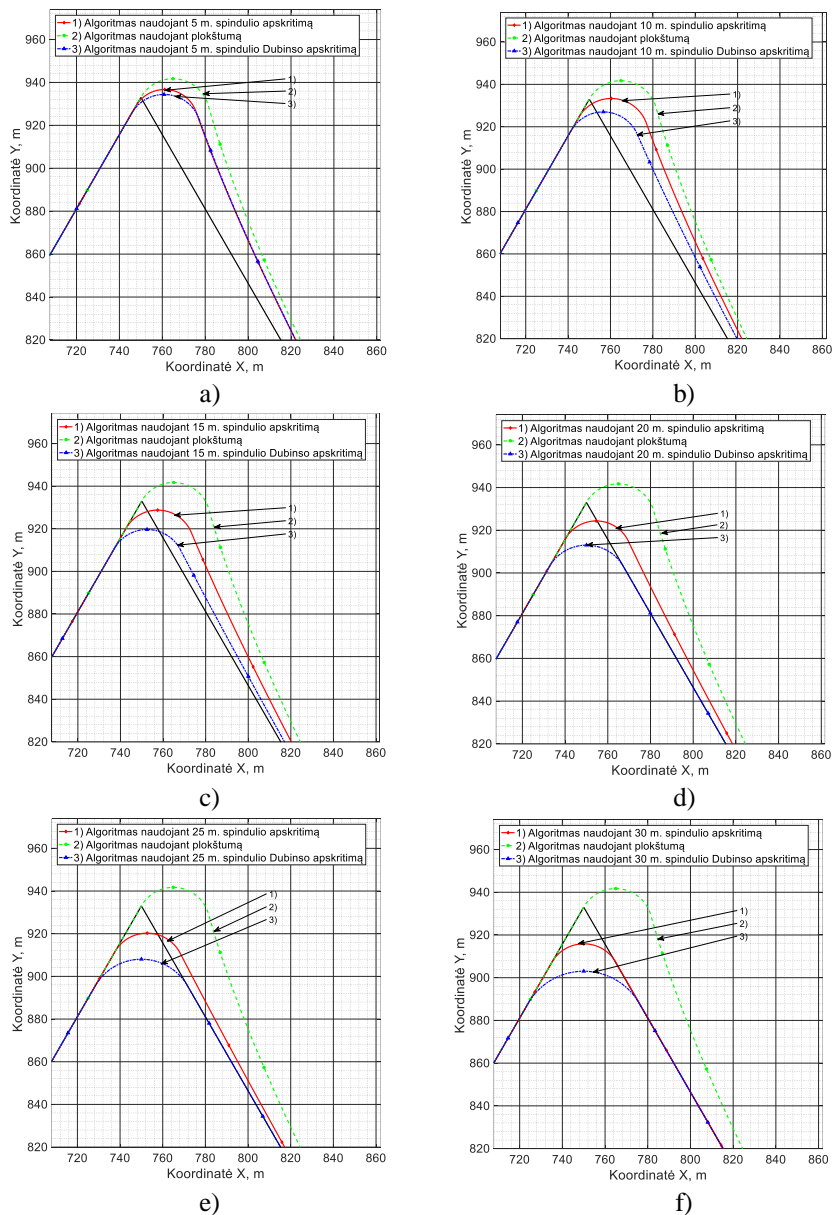
### **2.2.2. Autonominio skrydžio tikslumo priklausomybė nuo algoritmui taikomo apskritimo spindulio bei naudojamo algoritmo**

Pasirinkus tą pačią skrydžio trajektoriją – lygiakraštį trikampį, kurio atkarpos ilgis yra 500 m, priimama prielaida, kad orlaivio skrydžio greitis nekinta ir yra 10 m/s. Gaunama autonominio orlaivio momentinė padėties bei tikslumo užduotai skrydžio trajektorijai priklausomybė nuo naudojamo kurso keitimo algoritmo bei įbrėžtinio ar apibrėžtinio spindulio pagal kurį atliekamas kurso keitimas. Išoriniai veiksniai nėra vertinami ir vėjo nėra. Skrydžių trajektorijos, kurios gautos panaudojus matematinį modelį pateiktos 2.12 paveiksle.

Rezultatai, pateikti (2.12 pav.) parodo, kad esant mažesnei apibrėžtinio ar įbrėžtinio apskritimo spinduliui skrydžio trajektorijos paklaida turi panašias tendencijas visiems trimis naudojamiems algoritmams. Vis dėlto, kurso keitimo algoritmo trajektorijos, kurioms naudojami Dubinso apskritimai, virsta tikromis Dubinso trajektorijomis ties vidutinio dydžio apskritimų spindulių vertėmis. Šiuo atveju reikalingas spindulys atitinka 20 m. Algoritmas kai naudojamas apibrėžtinis apskritimas ar sfera esant tinkamai skrydžio parametrų konfigūracijai virsta Dubinso trajektorija. Kaip pavaizduota (2.12 f pav.) šis spindulys lygus apie 30 m.

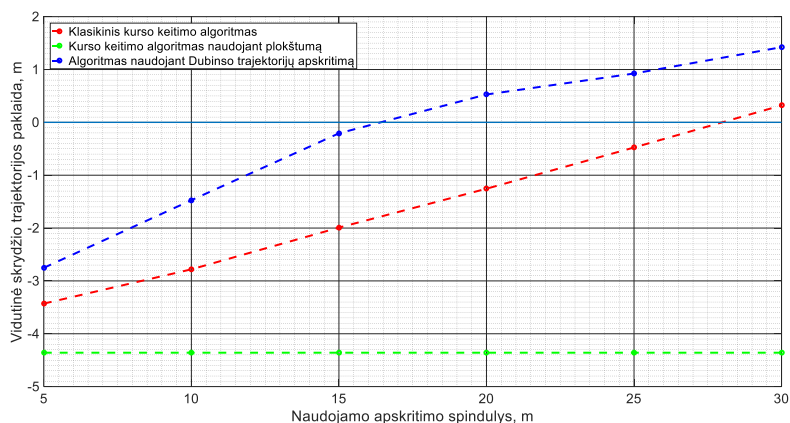
Visgi, siekiant nustatyti vidutinės mažiausios skrydžio paklaidos skrydžio algoritmų parametrų konfigūraciją, atliekamas gautų rezultatų interpoliavimas, kuris pateiktas 2.13 paveiksle.

Vidutinė mažiausia skrydžio trajektorijos paklaida naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą fiksuojama esant apibrėžtinio spindulio dydžiui 28 m. Jei naudojamas Dubinso trajektorijų kurso keitimo algoritmas, įbrėžtinio apskritimo spindulys mažiausiai vidutinei paklaidai yra 16,5 m. Taip pat pastebima (2.13 pav.), kad vienoda vidutinė skrydžio trajektorijos paklaida abiem algoritmams būtų naudojant 23 m spindulio apskritimą. Mažesnė skrydžio trajektorijos paklaida iki 23 m spindulio dydžio fiksuojama algoritmui, kuris paremtas Dubinso trajektorijomis, nuo 23 m – klasikiniam algoritmui. Algoritmas, kuriame kursas keičiamas naudojant plokštumą yra mažiausiai tikslus ir šio tyrimo metu vidutinė paklaida nekinta bei yra pastovaus -4,37 m dydžio.



**2.12 pav.** Skrydžio tikslumas kai kurso keitimui naudojamo apskritimo spindulys yra: a) 5 m, b) 10 m, c) 15 m, d) 20 m, e) 25 m, f) 30 m.

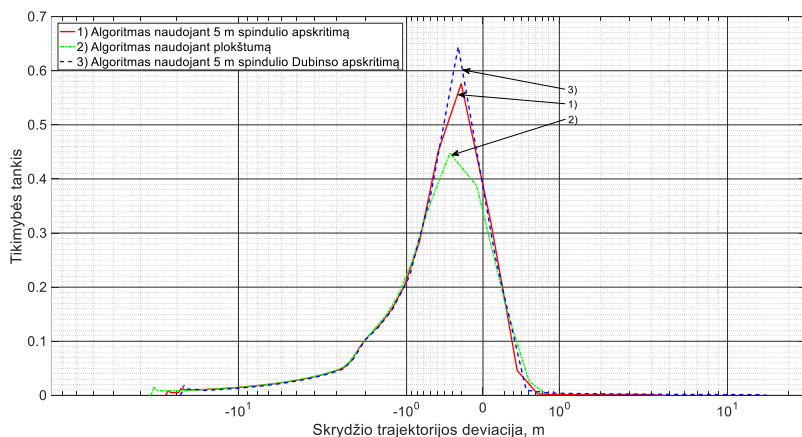
**Fig. 2.12.** Flight accuracy when course change circle radius is: a) 5 m, b) 10 m, c) 15 m, d) 20 m, e) 25 m, f) 30 m.



**2.13 pav.** Orlaivio vidutinė skrydžio trajektorijos paklaida naudojant skirtingus kurso keitimo algoritmus bei apskritimo spindulius

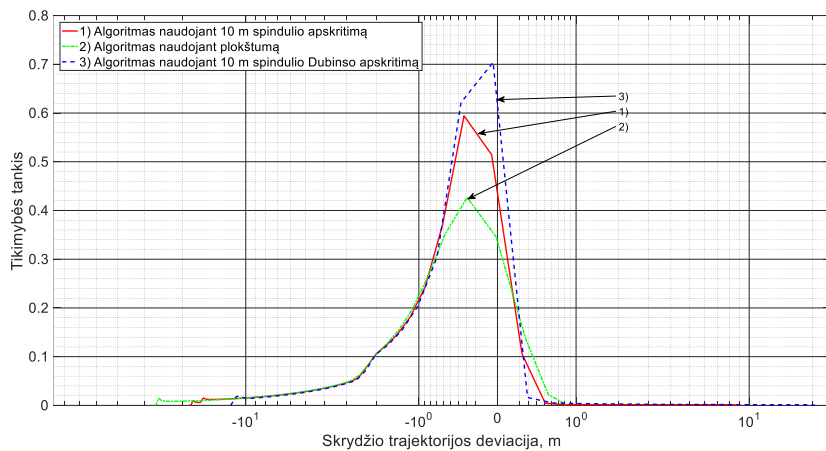
**Fig. 2.13.** Average flight path error when three different course change algorithms and circle radiuses are used

Priėmus prielaidą, kad orlaivio skrydis realiomis sąlygomis yra veikiamas išorinių veiksnių, galime traktuoti, jog, gautos vidutinės skrydžių paklaidos, esant tinkamai jų poveikio kompensacijai, būtų išlaikomos ties teoriškai apskaičiuota vidutine verte. Rezultatai gali būti įvertinti remiantis tikimybės tankiu skrydžio paklaidai atsirasti. Tikimybės tankio funkcijos nuo naudojamo kurso keitimo algoritmo bei skrydžio trajektorijos paklaidos pateiktos 2.14–2.19 paveiksluose.



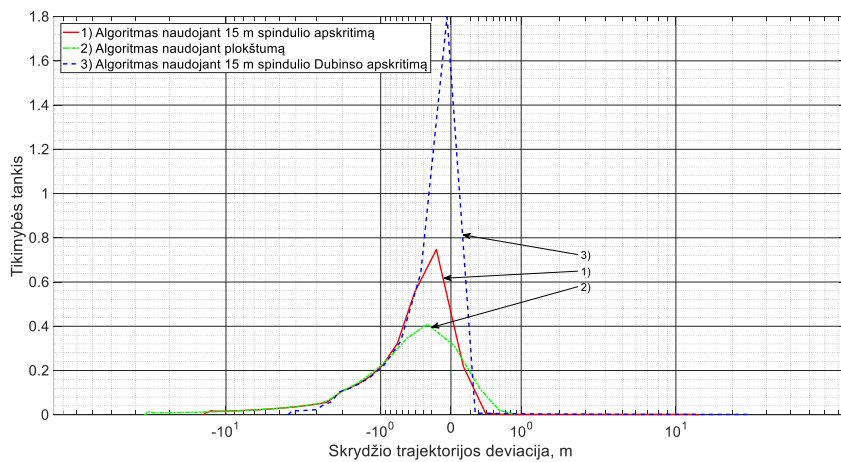
**2.14 pav.** Tikimybės tankio funkcija skrydžio paklaidai kai naudojamas 5 m spindulio apskritimas

**Fig. 2.14.** Probability density function for various flight path error values when a 5 m radius circle is used



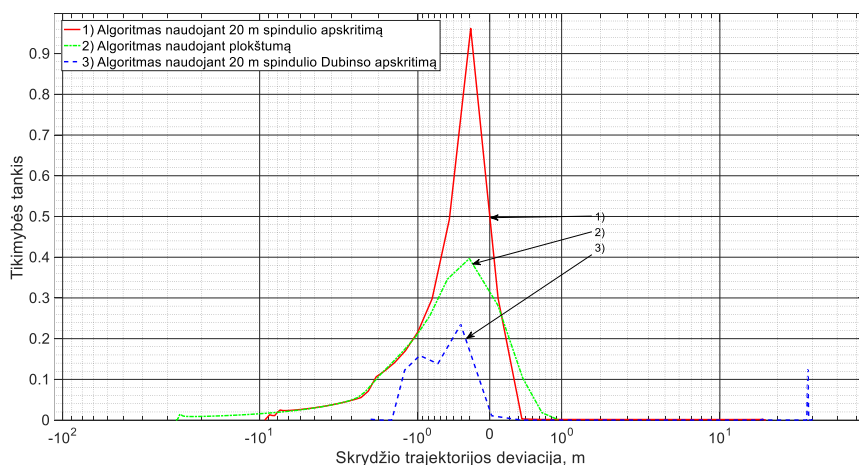
**2.15 pav.** Tikimybės tankio funkcija skrydžio paklaidai kai naudojamas 10 m spindulio apskritimas

**Fig. 2.15.** Probability density function for various flight path error values when a 10 m radius circle is used



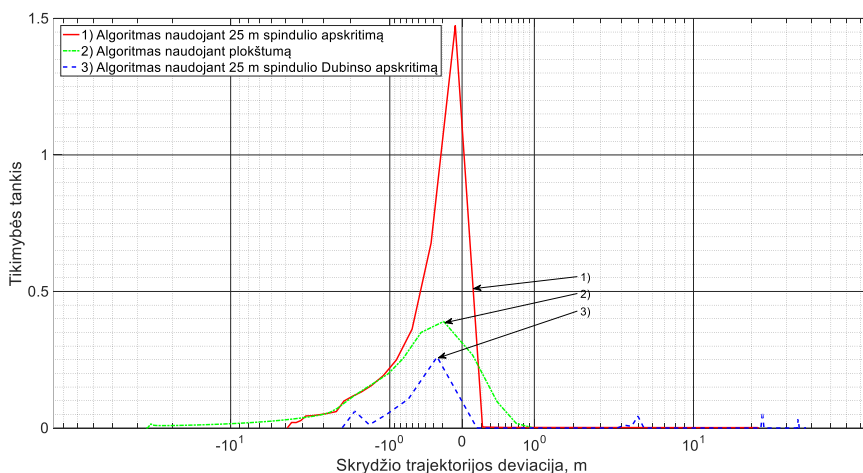
**2.16 pav.** Tikimybės tankio funkcija skrydžio paklaidai kai naudojamas 15 m spindulio apskritimas

**Fig. 2.16.** Probability density function for various flight path error values when a 15 m radius circle is used



**2.17 pav.** Tikimybės tankio funkcija skrydžio paklaidai kai naudojamas 20 m spindulio apskritimas

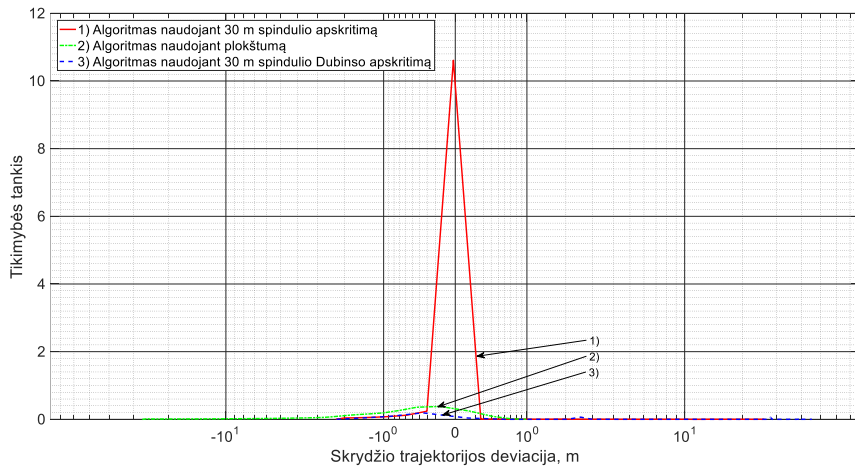
**Fig. 2.17.** Probability density function for various flight path error values when a 20 m radius circle is used



**2.18 pav.** Tikimybės tankio funkcija skrydžio paklaidai kai naudojamas 25 m spindulio apskritimas

**Fig. 2.18.** Probability density function for various flight path error values when a 25 m radius circle is used





**2.19 pav.** Tikimybės tankio funkcija skrydžio paklaidai kai naudojamas 30 m spindulio apskritimas

**Fig. 2.19.** Probability density function for various flight path error values when a 30 m radius circle is used

Pateiktuose grafikuose (2.14–2.19 pav.) tikimybės tankio funkcijos priklausomybės nuo skrydžio trajektorijos paklaidos grafikuose galime pastebėti, jog posūkio keitimo algoritmams naudojamo apskritimo spinduliui didėjant nuo 5 m iki 15 m tikimybės tankis, kad vidutinė skrydžio paklaida bus lygi 0 m yra didesnis kai naudojamas Dubinso trajektorijų kurso keitimo algoritmas. Esant didesniems įbrėžtinio ar apibrėžtinio apskritimo spinduliams, tikimybės tankio vertės parodo jog tikslingiau naudoti klasikinį kurso keitimo algoritmą.

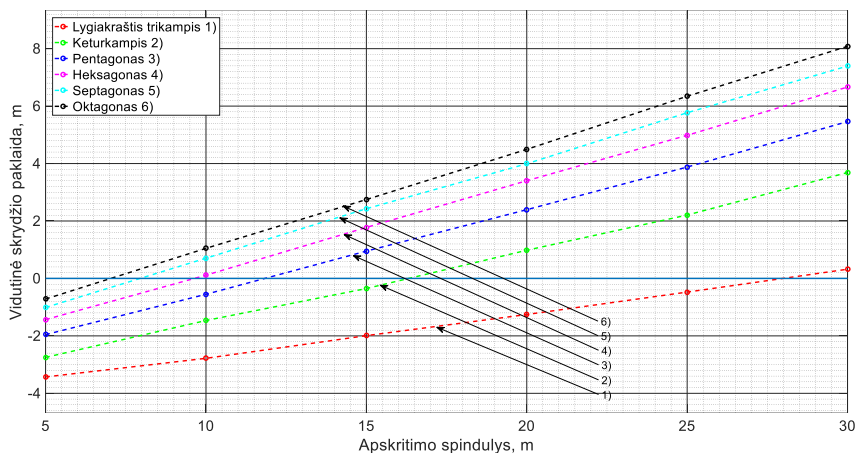
Atsižvelgiant į gautus rezultatus, taip pat svarbu įvertinti skrydžio tikslumo ar paklaidos priklausomybę esant skirtingiems kurso keitimo kampams.

### 2.2.3 Autonominio skrydžio tikslumo priklausomybė nuo posūkio kampo bei naudojamo algoritmo

Šiame poskyryje pateikiami autonominio skrydžio tikslumo rezultatai, kai skrydžio misija sudaryta naudojant skirtingo dydžio kurso keitimo kampus. Taip pat atsižvelgiama į vidutinę paklaidą, kai orlaivis atlieka skrydį ne tik uždara trajektorija, bet ir vertinant šią paklaidų skirtumus pavieniams posūkio kampams. Orlaivio skrydžio greitis 10 m/s.

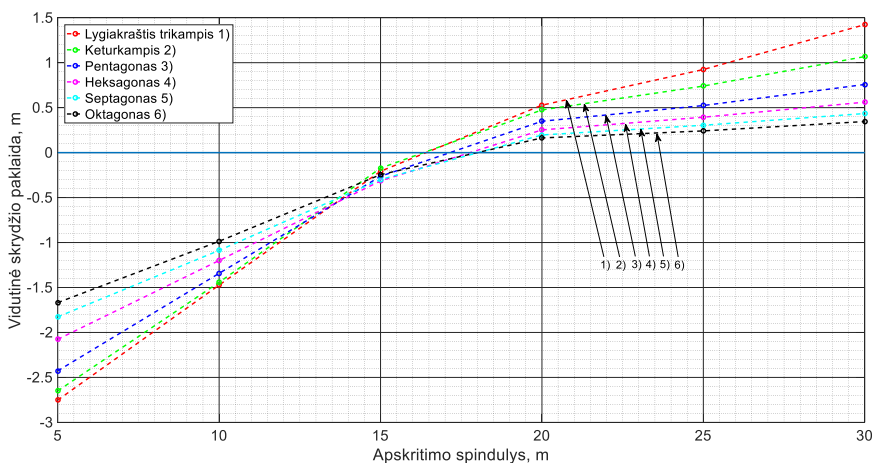
Įvertinus orlaivio skrydį užduota trajektorija, kurios metu visi posūkiai atliekami vienodais kampais, kai šie kinta intervale nuo  $45^\circ$  iki  $120^\circ$  (skrydžio atkarpų ilgiai: 500 m; 375 m; 300 m; 250 m; 214,3 m; 187,5 m), gauta paklaidos

tendencija skirtingiems navigacijos algoritmams. Rezultatai pateikti 2.20 ir 2.21 paveiksluose.



**2.20 pav.** Vidutinė skrydžio paklaida uždara trajektorija naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams

**Fig. 2.20.** Average flight path error for different course change angles when a classical course change algorithm is used



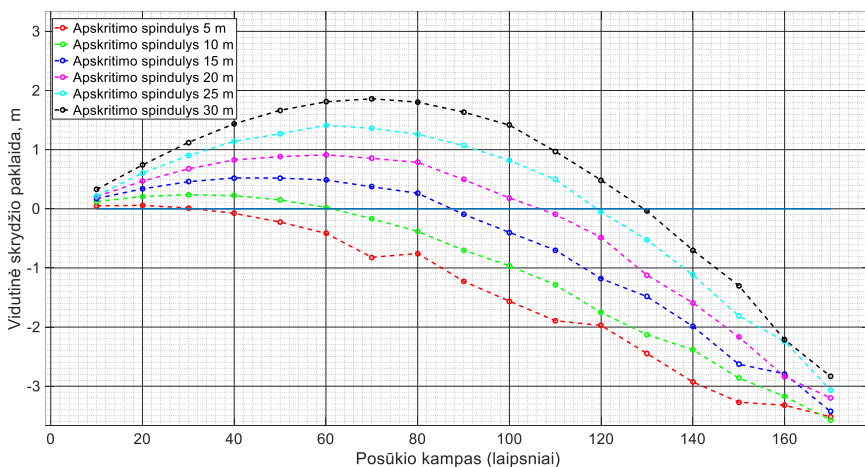
**2.21 pav.** Vidutinė skrydžio paklaida uždara trajektorija naudojant Dubinsio trajektorijų kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams

**Fig. 2.21.** Average flight path error for different course change angles when a Dubins paths course change algorithm is used

Rezultatai parodo, kad naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą, vidutinė skrydžio paklaida prie mažesnių kurso keitimo kampų bus lygi 0 m, jei algoritmui bus taikomas mažesnis apibrėžtinio apskritimo spindulys. Ir priešingu atveju, jei būtų poreikis staigiau keisti skrydžio kursą, siekiant vidutinės paklaidos lygios 0 m, reiktų taikyti didesnio spindulio apibrėžtinį apskritimą.

Kurso keitimui naudojant Dubinsio trajektorijas, vidutinė paklaida būtų apie 0 m esant labai panašiai skrydžio konfigūracijai. Esant įvairaus dydžio kurso pakitimui, 0 m vidutinė paklaida fiksuojama esant 16–18 m spindulio Dubinsio apskritimui. Visgi, palyginus klasikinį bei Dubinsio algoritmus, vienareikšmio atsakymo, kurie skrydžio parametrai sudarytų sąlygas mažesnei skrydžių paklaidai, nėra. Naudojantis (2.20; 2.21 pav.) grafikais galime parinkti kiekvienam skrydžiui teoriškai optimalų sprendimą.

Atskiriems posūkiams gauti rezultatai pateikti 2.22 ir 2.23 paveiksluose.

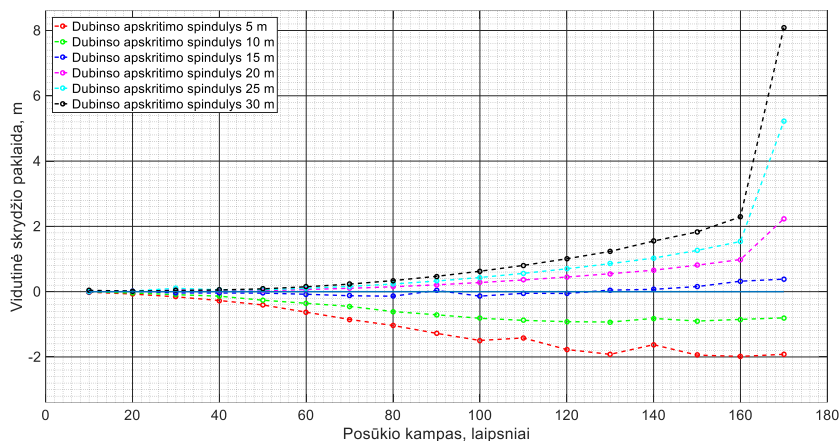


**2.22 pav.** Skrydžio paklaida skirtingiems posūkio kampams naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą

**Fig. 2.22.** Flight path error for different angles when a classical algorithm is used

Orlaiviui posūkį atliekant naudojant skirtingą algoritmą, pastebimos skirtingos paklaidos kitimo tendencijos. Iš (2.22; 2.23 pav.) matyti, kad esant mažesniems skrydžio posūkio kampams, Dubinsio trajektorijų algoritmas sudarys sąlygas orlaiviui skristi esant mažesnėmis trajektorijos paklaidoms. Visgi, kurso ar posūkio kampui, didėjant, paklaida irgi išauga. Taip pat pastebima, kad efektyviausia naudoti 15 m spindulio Dubinsio įbrėžtinį apskritimą. Esant šiai skrydžio konfigūracijai, paklaida nepriklausomai nuo posūkio ar kurso keitimo kampo išliks artima 0 m.

Algoritmas kai naudojamas apibrėžtinis apskritimas ar sfera pasižymi skirtinga tendencija atžvilgiu tikėtinės skrydžių paklaidos. Iš (2.22 pav.) matyti, kad naudojant skirtingo dydžio apibrėžtinio apskritimo spindulį, gausime skirtingą efektyviausią posūkio ar kurso keitimo kampą, ties kuriuo skrydžio paklaida bus artima 0 m. Esant ne optimaliam apskritimo spindulio bei kurso keitimo kampo deriniui, akivaizdu, kad dažniausiai mažesnę skrydžių paklaidą gausime naudojant Dubinsio trajektorijų kurso keitimo algoritmą.



**2.23 pav.** Skrydžio paklaida skirtingiems posūkio kampams naudojant Dubinsio trajektorijų kurso keitimo algoritmą

**Fig. 2.23.** Flight path error for different angles when a Dubins paths algorithm is used

Visgi, geriausi skrydžio tikslumo rezultatai būtų pasiekti naudojant miršrų algoritmą. Tokiu būdu pagal gautus rezultatus būtų pasirenkamas tinkamesnis kurso keitimo metodas, kuris užtikrintų mažiausias skrydžio paklaidas.

## 2.2.4. Autonominio skrydžio tikslumo priklausomybė nuo vėjo greičio ir krypties

Dažniausiai orlaivio skrydžio meteorologinės sąlygos nėra idealios, dominuoja įvairūs veiksniai: prastas matomumas (rūkas, migla), vėjas, krituliai ir kt. Įdėmiau išanalizavus vien tik vėjo fizikinius parametrus, paprastai vėjo greičio vektorius taip pat nėra pastovaus dydžio bei krypties. Vėjo greičio vektorius dažniausiai kinta ir laiko atžvilgiu, ir erdvės atžvilgiu, todėl gali būti išreiškiamas kaip koordinatų bei laiko funkcija, kurios pateiktos (2.24–2.26) lygtimis. Vėjo vektorinis laukas yra apibūdinamas vėjo greičio vektoriumi bei vėjo gradiento matrica (Bencatel *et al.* 2013). Vėjo modelio funkcija pateikta lygyje (2.24):

$$\mathbf{V}_w = f(\mathbf{p}, t), \quad (2.24)$$

čia  $\mathbf{V}_w$  – vėjo greičio vektorius inercinėje Dekarto koordinatinių sistemoje,  $\mathbf{p}$  – vėjo vietos vektoriaus koordinatė inercinėje Dekarto koordinatinių sistemoje,  $t$  – laikas. Šioje lygtyje vėjo vektoriaus koordinatę galime išreikšti lygtimi (2.25):

$$\mathbf{p} = \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{pmatrix}, \quad (2.25)$$

čia  $p_n$  – šiaurės koordinatė,  $p_e$  – rytų koordinatė,  $p_d$  – aukščio koordinatė. Vėjo vektorius priklauso nuo koordinatės  $\mathbf{p}$ , todėl analogiškai komponentėmis galima išreikšti ir vėjo vektorių (2.26) lygtimi:

$$\mathbf{V}_w = \begin{pmatrix} w_n \\ w_e \\ w_d \end{pmatrix}, \quad (2.26)$$

čia  $w_n$  – vėjo greitis šiaurės kryptimi,  $w_e$  – vėjo greitis rytų kryptimi,  $w_d$  – vėjo greitis aukštyn/žemyn.

Ivertinus faktą, kad kiekviena vėjo greičio vektoriaus dedamoji taip pat yra funkcija, kuri priklauso nuo vietos koordinatinių bei laiko, (2.26) lygtį galime patikslinti ir pateikti išraiška (2.27):

$$\mathbf{V}_w = \begin{pmatrix} w_n(\mathbf{p}, t) \\ w_e(\mathbf{p}, t) \\ w_d(\mathbf{p}, t) \end{pmatrix}, \quad (2.27)$$

čia  $w_n(\mathbf{p}, t)$  – vėjo greitis šiaurės kryptimi priklausantis nuo koordinatės,  $w_e(\mathbf{p}, t)$  – vėjo greitis rytų kryptimi priklausantis nuo koordinatės,  $w_d(\mathbf{p}, t)$  – vėjo greitis aukštyn/žemyn priklausantis nuo koordinatės.

Vėjo gradiento matrica apibūdina vėjo vektoriaus dedamųjų kitimą pagal kiekvieną Dekarto koordinatinių sistemos ašį (Bencatel *et al.* 2013). Šis kitimas pateiktas (2.28) lygtyje.

Apibendrinus, galima teigti, kad vėjo srauto lauką galima išreikšti vėjo greičio vektoriais, kuris kinta erdvės bei laiko atžvilgiu, o vektoriaus greičio kitimą apibūdina vėjo gradientas. Akivaizdu, kad nedideliu autonominiu orlaiviu vėjo greičio vektorių reikia apskaičiuoti, nes išsamaus ir tikslaus matavimo tiesiogiai atlikti nėra įmanoma.

$$\mathbf{J}_w = \begin{pmatrix} \frac{\partial w_n(\mathbf{p}, t)}{\partial p_n} & \frac{\partial w_n(\mathbf{p}, t)}{\partial p_e} & \frac{\partial w_n(\mathbf{p}, t)}{\partial p_d} \\ \frac{\partial w_e(\mathbf{p}, t)}{\partial p_n} & \frac{\partial w_e(\mathbf{p}, t)}{\partial p_e} & \frac{\partial w_e(\mathbf{p}, t)}{\partial p_d} \\ \frac{\partial w_d(\mathbf{p}, t)}{\partial p_n} & \frac{\partial w_d(\mathbf{p}, t)}{\partial p_e} & \frac{\partial w_d(\mathbf{p}, t)}{\partial p_d} \end{pmatrix}, \quad (2.28)$$

čia  $\mathbf{J}_w$  – vėjo greičio vektoriaus Jakobiano matrica.

Įvairiuose darbuose galime aptikti įvairių pasiūlymų kaip nedideli autonominiai orlaiviai gali arba galėtų būti pritaikomi apskaičiuoti vėjo vektorių. Vieni metodai daugiau remiasi klasikiniais skaičiavimais, kai vėjo vektorius išskaičiuojamas pasinaudojant greičių trikampiu bei atitinkamų daviklių informacija. Kituose bandoma pateikti ir pasiūlyti naujus ir kiek nestandartinius skaičiavimo būdus: terminių srautų aptikimas (Suzdalev 2012), metodas kai greičių trikampis nėra naudojamas, panaudojant kuo mažiau įvairių jutiklių. Šiuos metodus dar galima suskirstyti:

1. Matavimas pasinaudojant optine įranga (vaizdas naudojamas nustatyti orlaivio nuonašos kampą). Sulyginus nuonašos kampą su orlaivio kursu apskaičiuojamas vėjas (Habib, Chang, 2011) ir (Nuwanthica *et al.* 2013).
2. Orlaivio greičio žemės bei oro atžvilgiu matavimas. Panaudojant greičių vektorių trikampį yra išskaičiuojamas vėjo vektorius (Kroonenberg *et al.* 2008).
3. Orlaivio greičio žemės bei oro atžvilgiu matavimas, kai oro greičiui matuoti yra panaudojamas 5 ar daugiau angų pilnutinio slėgio daviklis (Reuder *et al.* 2012) ir (Kroonenberg *et al.* 2008).
4. Vėjo vektoriaus apskaičiavimas panaudojant tik GPS signalą (Mayer *et al.* 2012).

Tolesniam tyrimui aprašomas vėjo vektoriaus skaičiavimo matematinis modelis. Šiems skaičiavimams priimamos sąlygos, kad orlaivio greitis inercinės koordinatų sistemos atžvilgiu yra apskaičiuojamas gaunant signalus iš GPS imtuvo. Tuo tarpu orlaivio greitis aerodinaminės koordinatų sistemos atžvilgiu yra išskaičiuojamas pasinaudojant statinio bei dinaminio slėgių davikliais – pito vamzdeliu. Gautų dviejų orlaivio greičių vektorių skirtumas išreiškia vėjo vektorių inercinės koordinatų sistemos atžvilgiu. Pasiremiant šiuo metodu, žinant vėjo vektorius, galima apskaičiuoti orlaivio kelio liniją žemės atžvilgiu bei orlaivio greitį žemės atžvilgiu. Visgi, atliekant tikslius matematinius skaičiavimus, vėjo vektoriaus apskaičiuoti pirmiausia surandant skirtumą tarp orlaivio greičio vektoriaus inercinės koordinatų sistemos atžvilgiu bei orlaivio greičio vektoriaus aerodinaminės koordinatų sistemos atžvilgiu tiesiogiai

negalima. Taip yra dėl to, kad šie vektoriai yra išreikšti skirtingose koordinatinių sistemose. Dėl šios priežasties pirmiausia būtina konvertuoti orlaivio greičio vektoriaus aerodinaminę koordinatinių sistemą į inercinę koordinatinių sistemą. Tam reikia pasinaudoti konvertavimo matricomis, kurioms taip pat reikia kintamų orlaivio padėties kampų (Kroonenberg *et al.* 2008). Šis ryšys pateiktas (2.29) lygtyje:

$$\mathbf{V}_W = \mathbf{V}_G - \mathbf{M}_{GB} \mathbf{M}_{BA} \mathbf{V}_A, \quad (2.29)$$

čia  $\mathbf{V}_G$  – orlaivio greičio vektorius inercinės koordinatinių sistemos atžvilgiu,  $\mathbf{V}_A$  – orlaivio greičio vektorius aerodinaminės koordinatinių sistemos atžvilgiu,  $\mathbf{M}_{GB}$  – transformacijos matrica iš aerodinaminės į orlaivio koordinatinių sistemą,  $\mathbf{M}_{BA}$  – transformacijos matrica iš orlaivio koordinatinių sistemos į inercinę koordinatinių sistemą.

Transformacijos matrica iš aerodinaminės koordinatinių sistemos į orlaivio koordinatinių sistemą išreiškiama žinant orlaivio atakos kampą  $\alpha$  oro srauto atžvilgiu bei šoninio slydimo kampą  $\beta$ . Ši priklausomybė pateikta (2.30) lygtyje:

$$\mathbf{M}_{BA} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \cos \beta \sin \alpha & -\sin \beta \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix}, \quad (2.30)$$

čia  $\alpha$  – orlaivio atakos kampas,  $\beta$  – orlaivio šoninio slydimo kampas.

Transformacijos matrica iš orlaivio koordinatinių sistemos į inercinę koordinatinių sistemą išreiškiama žinant orlaivio posvyrio kampą  $\varphi$ , polinkio kampą  $\theta$  ir pokrypio kampą  $\psi$  ir pateikta lygtyje (2.31):

$$\mathbf{M}_{GB} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \\ & \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \\ & \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix}, \quad (2.31)$$

čia  $\theta$  – orlaivio posvyrio kampas,  $\psi$  – orlaivio pokrypio kampas,  $\varphi$  – orlaivio polinkio kampas.

Visgi, priklausomai nuo kampų pasukimo eiliškumo, matrica  $\mathbf{M}_{GB}$  iš viso gali turėti 6 skirtingus pavidalus.

Siekiant konvertuoti orlaivio greičio vektorius iš aerodinaminės koordinatinių sistemos į inercinę koordinatinių sistemą, pirmiausia atliekamas pasukimas iš aerodinaminės sistemos į orlaivio koordinatinių sistemą. (Kroonenberg *et al.* 2008)

teigia, jog siekiant konvertuoti koordinčių sistemas, būtina įvertinti aplinkos temperatūrą, statinį bei dinaminį slėgius. Tuomet ši transformacija bus išreiškiama lygtimi (2.32):

$$\mathbf{V}_B = \mathbf{M}_{BA} \mathbf{V}_A = \frac{|\mathbf{V}_A|}{D} \begin{bmatrix} 1 \\ \tan \beta \\ \tan \alpha \end{bmatrix}, \quad (2.32)$$

čia  $\mathbf{V}_B$  – orlaivio greičio vektorius orlaivio koordinačių sistemos atžvilgiu,  $D$  – normalizacijos koeficientas.

Šiuo atveju,  $D$  bus apskaičiuojamas pagal lygtį (2.33):

$$D = \sqrt{1 + \tan^2 \alpha \tan^2 \beta}, \quad (2.33)$$

o orlaivio  $\mathbf{V}_A$  bus apskaičiuojamas pagal lygtį (2.34):

$$|\mathbf{V}_A|^2 = 2c_p T_{tot} \left( 1 - \left( \frac{p}{p+q} \right)^k \right), \quad (2.34)$$

čia  $k$  – Poisson skaičius,  $c_p$  – specifinė šiluma, kurios dydis yra  $1005 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ ,  $T_{tot}$  – temperatūra,  $p$  – statinis slėgis,  $q$  – dinaminis slėgis.

Poisson skaičius nustatomas pagal lygtį (2.35):

$$k = \frac{R}{c_p}, \quad (2.35)$$

čia  $R$  – universalioji dujų konstanta, kuri sausam orui atitinka  $287 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$ .

Toliau atliekamas orlaivio greičio vektoriaus konvertavimas į inercinę koordinačių sistemą. Sudauginus atitinkamus matricos  $\mathbf{M}_{GB}$  narius ir orlaivio greičio vektoriaus  $\mathbf{V}_B$  komponentes, gaunamos orlaivio greičio vektoriaus komponentės oro masės atžvilgiu išreikštos inercinėje koordinačių sistemoje (2.36):

$$\mathbf{V}_{AG} = \mathbf{M}_{GB} \mathbf{M}_{BA} \mathbf{V}_A = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \quad (2.36)$$

čia  $\mathbf{V}_{AG}$  – orlaivio greičio vektorius oro masės atžvilgiu,  $u$  – orlaivio greitis šiaurės kryptimi,  $v$  – orlaivio greitis rytų kryptimi,  $w$  – orlaivio greitis pagal aukštį.

Išskaidžius greitį oro atžvilgiu  $\mathbf{V}_{AG}$  į komponentes inercinėje koordinačių sistemoje gauname lygtis (2.37; 2.38; 2.39). Lygtis (2.37):



$$u = u_{V_g} - |\mathbf{V}_A| D^{-1} \begin{pmatrix} (\cos \theta \cos \psi) + \\ \tan \beta (\sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi) + \\ \tan \alpha (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi) \end{pmatrix}, \quad (2.37)$$

čia  $u_{V_g}$  – orlaivio greitis šiaurės kryptimi žemės atžvilgiu. Lygtis (2.38):

$$v = v_{V_g} - |\mathbf{V}_A| D^{-1} \begin{pmatrix} (\cos \theta \sin \psi) + \\ \tan \beta (\sin \varphi \sin \theta \sin \psi - \cos \varphi \cos \psi) + \\ \tan \alpha (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi + \sin \varphi \cos \psi) \end{pmatrix}, \quad (2.38)$$

čia  $v_{V_g}$  – orlaivio greitis rytų kryptimi žemės atžvilgiu. Lygtis (2.39):

$$w = -w_{V_g} - |\mathbf{V}_A| D^{-1} \begin{pmatrix} (-\sin \theta) + \\ \tan \beta (\sin \varphi \sin \theta) + \\ \tan \alpha (\cos \varphi \cos \theta) \end{pmatrix}, \quad (2.39)$$

čia  $w_{V_g}$  – orlaivio greitis vertikalia kryptimi žemės atžvilgiu.

Panaudojant aptartą modeliavimo metodą remiantis lygtimi (2.39) yra išskaičiuojamas vėjo greičio vektorius inercinėje koordinačių sistemoje. Šoninio slydimo kampą  $\beta$  galima išskaičiuoti kaip skirtumą tarp orlaivio greičio vektoriaus inercinėje koordinačių sistemoje, kuris matuojamas priimant GPS signalus, bei krypties, kurią matuoja orlaivio kompasas – magnetometras. Visgi, šiuo atveju naudojamas sumodeliuotas orlaivio skrydis su jau iš anksto žinomomis skrydžio koordinatėmis bei kitais reikalingais skrydžio parametrais. Dėl šios priežasties realių jutiklių duomenys nėra naudojami.

Pagal pateiktas lygtis (2.37–2.39) apskaičiuavus vėjo greičio vektorių, kurio kryptis yra šiaurės bei greičio vektoriaus modulis kinta intervale nuo 2–6 m/s, atliktas vidutinės trajektorijos skrydžio paklaidos vertinimas skirtingiems skrydžio algoritmams. Vėjo greičio diapazonas parinktas remiantis (Habib, Chang, 2011) ir (Bencatel *et al.* 2013) darbuose pateiktu vėjo greičių klasifikavimu. Pateiktas klasifikavimas apibūdina vėją, kuris nėra pavojingas nedidelių autonominių orlaivių skrydžių saugai. Vėjo vektoriui priskiriama pavojingumo kategorija pagal greičio dydį. Ši klasifikacija pateikta 2.4 lentelėje.

Pagal (2.4 lent.) pateiktą vėjo greičio klasifikavimo metodiką parinktas 2-os, 3-ios ir 4-os kategorijos vėjas, kurių greičiai atitinkamai yra 2 m/s, 4 m/s ir 6 m/s.

Remiantis parinktomis vėjo greičio reikšmėmis atliktas vidutinės skrydžio paklaidos priklausomybės nuo skrydžio misijos trajektorijos (kurso keitimo

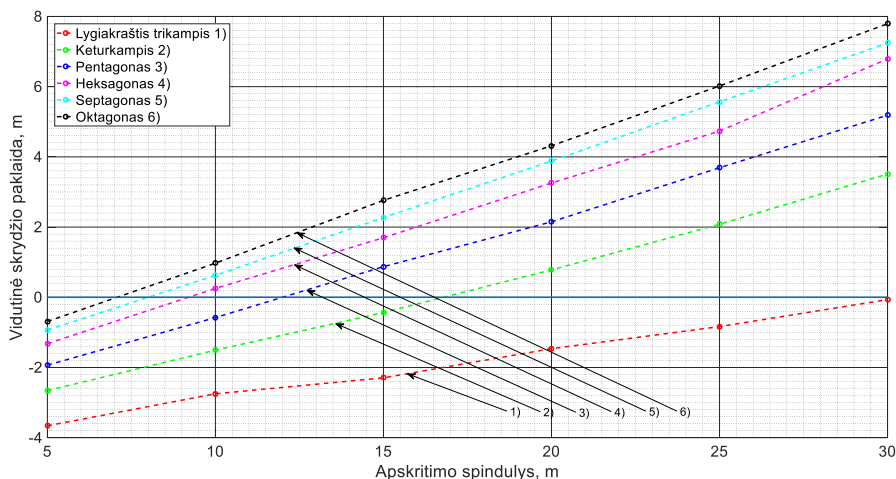
kampo) bei kurso keitimo algoritmui naudojamo apskritimo arba sferos spindulio vertinimas.

**2.4 lentelė.** Nedidelių autonominių orlaivių skrydžiams leistinų vėjo greičių klasifikavimo metodika

**Table 2.4.** Classification of the wind speed at which flights with small unmanned aerial vehicles are permitted

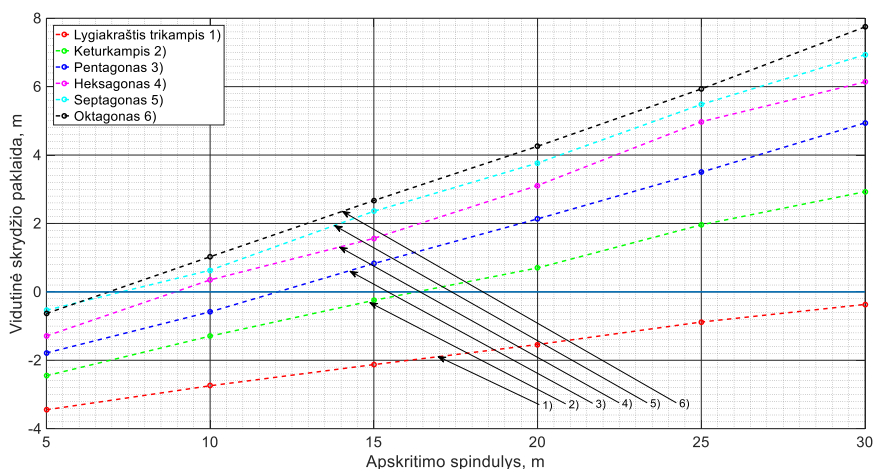
Kategorija	Vėjo greitis, kt (mazgai)	Vėjo greitis, m/s
0	<1	<0,3
1	1–3	0,3–1,59
2	4–6	1,6–3,4
3	7–10	3,4–5,4
4	11–16	5,5–7,9

Įvertinus skrydžio tikslumą naudojant kurso keitimo algoritmą kai kertamas apskritimas arba sfera, buvo gauti rezultatai, pateikti 2.24–2.26 paveiksluose.



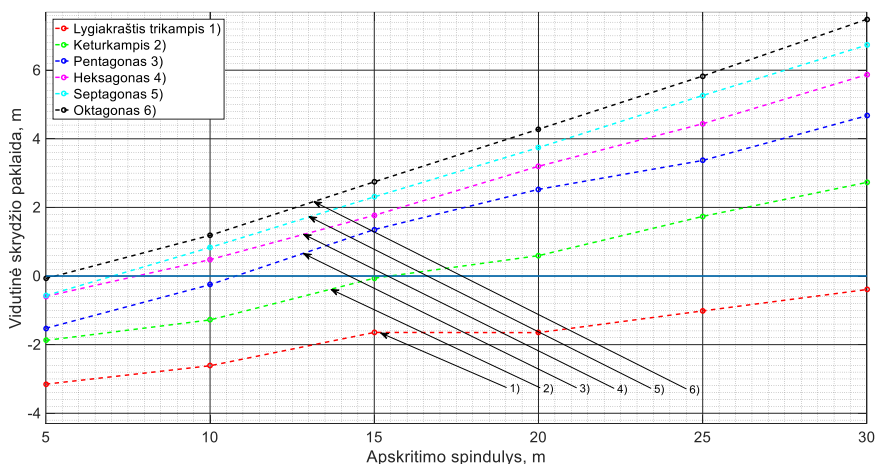
**2.24 pav.** Vidutinis skrydžio nuokrypis nuo kelio linijos naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams esant 2 m/s vėjui

**Fig. 2.24.** Average flight path error when a classical course change algorithm is used for different course change angles and at a 2 m/s wind



**2.25 pav.** Vidutinis skrydžio nuokrypis nuo kelio linijos naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams esant 4 m/s vėjui

**Fig. 2.25.** Average flight path error when a classical course change algorithm is used for different course change angles and at a 4 m/s wind



**2.26 pav.** Vidutinis skrydžio nuokrypis nuo kelio linijos naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams esant 6 m/s vėjui

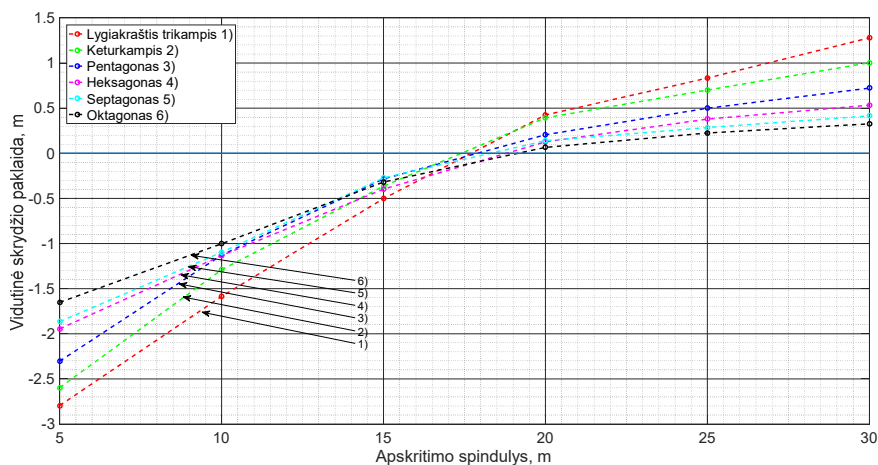
**Fig. 2.26.** Average flight path error when a classical course change algorithm is used for different course change angles and at a 6 m/s wind

Iš (2.24–2.26 pav.) duomenų, kurie pateikti matyti, kad vėjas vidutinei skrydžio paklaidai didelės įtakos nedaro, nebent tai yra stipresnis negu kaip

6 m/s vėjas. Siekiant, kad skrydis vyktu kuo tiksliau, o vidutinės skrydžio paklaidos išliktų artimos nuliui, privaloma keisti skrydžio strategiją bei naudoti skirtingo dydžio kurso keitimui algoritmo apskritimo spindulį. Kaip matyti pateiktuose grafikuose, didėjant skrydžio greičiui, vidutinė paklaida lygi nuliui pasislenka į mažesnių skaitinių reikšmių pusę. Tad, esant nedideliam 2–4 m/s vėjui, vykdant oktagono formos misiją yra optimalu naudoti 7–8 m apskritimo spindulį. Tuomet esant 6 m/s vėjui šis spindulys tampa lygus 5 m. Analogišką vertinimą galima atlikti ir su kitomis skrydžio trajektorijomis. Kaip pavyzdį galima paimti keturkampę skrydžio misiją. Šiuo atveju optimalus apskritimo spindulys esant 2 m/s vėjui yra 17 m. Jei vėjo greitis išauga iki 4 m/s – tuomet 16,5 m. Jei vėjo greitis yra 6 m/s – tuomet 15 m.

Visgi, šis vertinimas tinka tik tuomet, jei skrydžio trajektorija yra uždara ir baigiasi tame pačiame navigaciniame taške kaip ir prasidėjo. Priešingu atveju vidutinės skrydžio paklaidos kitimo tendencija gali skirtis.

Vykdant kurso keitimo algoritmą, kai naudojama Dubinso trajektorijos teorija, rezultatai prie skirtingų vėjo reikšmių pateikti 2.27–2.29 paveiksluose.

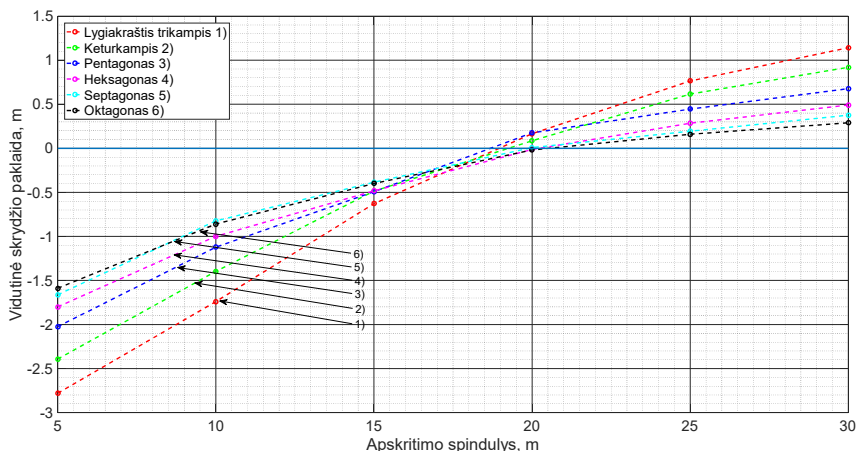


**2.27 pav.** Vidutinis skrydžio nuokrypis nuo kelio linijos naudojant Dubinso kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams esant 2 m/s vėjui

**Fig. 2.27.** Average flight path error when a Dubins paths course change algorithm is used for different course change angles and at a 2 m/s wind

Remiantis autonominio orlaivio skrydžio modeliavimo rezultatais, kurie pateikti (2.27–2.29 pav.), galima daryti išvadą, kad orlaiviui judant Dubinso trajektorijomis vėjo įtaka juntama mažiau nei kai orlaivis naudoja standartinį kurso keitimo algoritmą. Pastebima, kad esant 2 m/s vėjui, vidutinė paklaida artima 0 m visoms nagrinėtoms skrydžio misijoms jei yra panašios sąlygos

skrydžiui – t. y. reikalingas panašaus dydžio Dubinso apskritimo spindulys. Įvertinta, kad šis spindulys turi būti intervale 17,5–19,2 m. Vėjo greitį padidinus iki 4 m/s Dubinso apskritimo spindulys turėtų būti režiuose 18,7–20,5 m. Akivaizdu, kad išaugus vėjo greičiui, spindulio dydžių intervalas pasislinko į didesnių skaičių pusę.

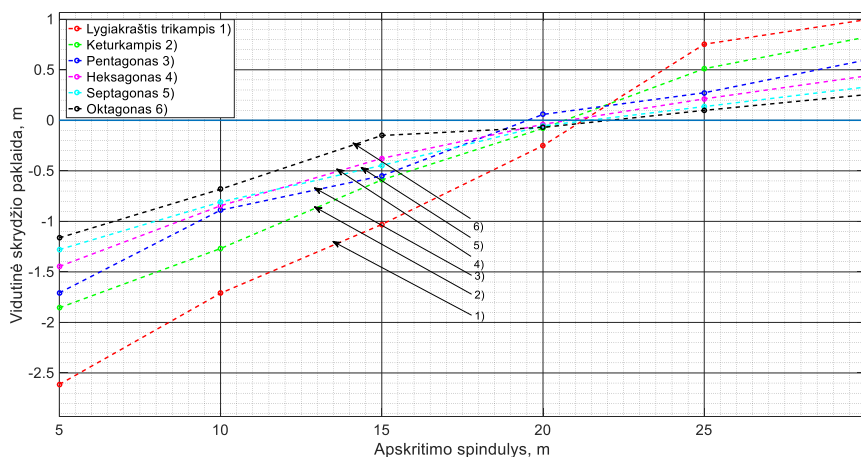


**2.28 pav.** Vidutinis skrydžio nuokrypis nuo kelio linijos naudojant Dubinso kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams esant 4 m/s vėjui

**Fig. 2.28.** Average flight path error when a Dubins paths course change algorithm is used for different course change angles and at a 4 m/s wind

Taigi, vykdant uždaros trajektorijos skrydžio misiją bei siekiant išlaikyti skrydžio paklaidos vidurkį artimą 0 m reiktų didinti Dubinso trajektorijos spindulio dydį. Vėjo greičiui išaugus iki 6 m/s bendroji tendencija išlieka ta pati. Dubinso apskritimo spindulio intervalas pasislenka į didesnių reikšmių pusę ir optimalus skrydis su mažiausiomis skrydžio paklaidomis bus pasiektas 19,5–22,3 m intervale.

Galime įžvelgti atvirkštinę tendenciją tarp standartinio algoritmo bei kurso keitimo algoritmo, kai naudojamos Dubinso trajektorijos, ir yra vėjo poveikis. Vėjo poveikis Dubinso trajektorijoms vertintas ir (Nunez *et al.* 2015). Jei skrydį vykdome naudodami klasikinį kurso keitimo algoritmą ir vėjo greitis išauga, tikslinga standartinio algoritmo apskritimo spindulį mažinti (2.24–2.26 pav.). Priešingu atveju, jei yra naudojamas Dubinso trajektorijų kurso keitimo algoritmas ir vėjo greitis padidėja, tikslinga Dubinso apskritimo spindulį didinti (2.27–2.29 pav.). Ir vienu, ir kitu atveju priėmus teisingą sprendimą būtų išlaikomos optimalios skrydžio sąlygos, kad vidutinė skrydžio paklaida būtų artima 0 m.



**2.29 pav.** Vidutinis skrydžio nuokrypis nuo kelio linijos naudojant Dubinsio kurso keitimo algoritmą skirtingiems posūkio kampams esant 6 m/s vėjui

**Fig. 2.29.** Average flight path error when a Dubins paths course change algorithm is used for different course change angles and at a 6 m/s wind

Remiantis gautais rezultatais toliau yra tikslinga vertinti nedidelio autonominio orlaivio skrydžio procesus bei kurti naują skrydžių navigacijos metodiką, algoritmą, kuris būtų skirtas palengvinti šių orlaivių integravimą į bendrąją oro erdvę bei didintų orlaivių autonomijos lygmenį.

## 2.3. Antrojo skyriaus išvados

1. Nustatyta, kad nei vienas iš nagrinėtų skrydžio kurso keitimo algoritmų (standartinis, plokštumos, Dubinsio) nėra optimalus visoms skrydžio konfigūracijoms. Vieniems skrydžio parametrams tinkamesnis yra standartinis kurso keitimo algoritmas, kitiems – Dubinsio.
2. Nustatyta, kad jei orlaivio skrydžio trajektorija yra lygiakraštis trikampis, kurio kraštinė 500 m, naudojant klasikinį kurso keitimo algoritmą vidutinė mažiausia bei didžiausia skrydžio trajektorijos paklaidos kinta nuo -22 m iki +26 m. Naudojant Dubinsio trajektorijų algoritmą šios paklaidos kinta intervale nuo +20 m iki +45 m, bet vidutinės paklaidos yra mažesnės naudojant Dubinsio trajektorijomis paremtą kurso keitimą.
3. Nustatyta, kad orlaivio skrydžio trajektorijos deviacija gali būti mažinama parenkant optimalų Dubinsio trajektorijų kurso keitimo algoritmui naudojamos sferos spindulį, kurio kitimo intervalas, priklauso nuo skrydžio parametrų konfigūracijos – daugiausiai skrydžio greičio. Orlaiviui judant

10 m/s greičiu, šis spindulys kinta intervale 16,5–18,0 m ir stebima vidutinė skrydžio navigacinė paklaida yra artima 0 m.

4. Įvertinta, kad dėl vėjo poveikio siekiant išlaikyti optimalią kurso keitimo algoritmo konfigūraciją, kurso keitimo sferos spindulį reiktų atitinkamai mažinti arba didinti. Dubinso algoritmui sferos spindulį reikia didinti intervale nuo 17,5 m iki 22 m priklausomai nuo skrydžio misijos. Standartiniam algoritmui sferos spindulį reikia mažinti apie 1–2 m.
5. Nustatyta, kad Dubinso metodika paremtas kurso keitimo algoritmas yra patikimiausias (gauta didžiausia skrydžio paklaida yra 2,86 karto mažesnė už didžiausią skrydžio paklaidą naudojant kitus kurso keitimo algoritmus) siekiant įvertinti orlaivio skrydžio trajektoriją kurso keitimo metu ir gali būti naudojamas tikslios navigacijos ar autonomijos procedūrų tobulinimui.





---

## **Autonominio orlaivio navigacijos algoritmo saugiam antžeminių kliūčių išvengimui sukūrimas ir tyrimas**

Šiame skyriuje pateikiama nedidelio autonominio orlaivio navigacijos algoritmo skrydžiams aplink antžemines kliūtis sukūrimo metodika. Algoritmo matematinės lygtys išvestos remiantis anksčiau atliktų tyrimų rezultatais. Skaičiavimai vaizduojami grafiškai.

Taip pat pateikiama algoritmo tikrinimo metodika, kuri buvo vykdoma imituojant nedidelio autonominio orlaivio skrydį SITL (angl. *Software In The Loop*) principu bei realių skrydžių bandymai.

Gauti rezultatai pateikiami vertinant skrydžio paklaidos dydį, paklaidos tikimybę bei yra lyginami su galiojančiais nacionaliniais teisiniais reikalavimais šių orlaivių skrydžiams.

Su šio skyriaus tematika susijęs straipsnis publikuotas žurnale *Sensors* (Kikutis *et al.* 2017).

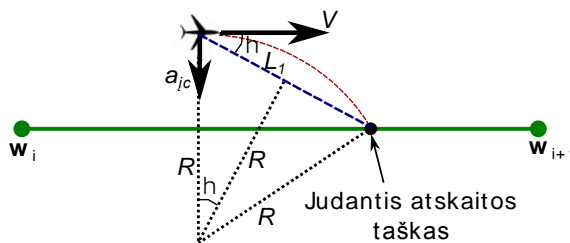
### 3.1. Algoritmo matematinio modeliavimo pritaikymui pasirinktos įrangos veikimo principas

Atlikus skirtingų kurso keitimo algoritmų vertinimą bei skrydžio paklaidos (nuokrypio) priklausomybės nuo veiksnių (skrydžio greičio, naudojamo kurso keitimo algoritmo, algoritmui taikomos sferos spindulio, kurso keitimo kampo dydžio bei vėjo) vertinimą, modeliuojamas antžeminių kliūčių išvengimo algoritmas. Nustačius, kad patikimiausias kurso keitimo algoritmas yra naudojant Dubinsio trajektorijas, ši metodika taikoma toliau modeliuojamam algoritmui.

Modeliuojant kliūčių išvengimo algoritmą yra siekiama pastarąjį panaudoti bei adaptuoti naudojamų autopilotų įrangoje, todėl yra atsižvelgiama į praktikoje naudojamų autopilotų programinės įrangos veikimą skrydžio navigacijai vykdyti. Šiuo tikslu pasirinkti autopilotai „ArduPilot“ ir „Pixhawk 2.1“.

Pasirinkti autopilotai trajektorijos sekimą vykdo naudojant  $L_1$  valdiklį, o kurso keitimui pasirinktinai gali būti taikomas klasikinis kurso keitimo algoritmas naudojant sferą, kuri apibrėžiama aplink navigacinį tašką arba naudojama mišri metodika – sfera apibrėžiama aplink navigacinį tašką bei plokštuma – statmena skrydžio atkarpos kryptčiai. Antruoju atveju, jei orlaivis dėl netinkamų skrydžio parametrų nepataiko į sferą, jis kirs plokštumą ir skrydžio misija bet kuriuo atveju bus tęsiama toliau.

Prieš atliekant antžeminių kliūčių modeliavimą bei antžeminių kliūčių apskridimo procedūros modeliavimą, pirmiausia reikia atsižvelgti į  $L_1$  valdiklio veikimo principą. Skrydžio metu orlaivio trajektorija yra nukreipiama atsižvelgiant į reliatyvųjį kampą tarp orlaivio ir papildomo atskaitos taško, projektuojamo ant skrydžio kelio linijos, kuris su orlaiviu sujungiamas tiesia atkarpa  $L_1$ . Orlaiviui vykdant skrydžio misiją iš navigacinio taško  $w_i$  į navigacinį tašką  $w_{i+1}$  situacija pateikta 3.1 paveiksle.



**3.1 pav.** Autonominio skrydžio principas naudojant valdiklį  $L_1$

**Fig. 3.1.** Autonomous flight methodology when using an  $L_1$  controller

Atstumas  $L_1$  nustatomas lygtimi (3.1):

$$L_1 = 2R \sin \eta, \quad (3.1)$$

čia:  $\eta$  – reliatyvus kampas tarp orlaivio ir judančio atskaitos taško, kuris projektuojamas ant kelio linijos,  $R$  – galimas orlaivio skrydžio orbita spindulys,  $L_1$  – atkarpa, jungianti orlaivio masių centrą su judančiu atskaitos tašku.

Atkarpos  $L_1$  atstumas nustatomas geometriškai pagal (3.1 pav.) jei yra žinomi dydžiai  $R$  ir  $\eta$ . Visgi, tiksliai žinoti kokio spindulio lanku orlaivis vykdo posūkį nėra galimybės, tad autopiloto įrangą atstumą  $L_1$  skaičiuoja panaudojant sistemos slopinimo –  $\zeta$  bei valdiklio periodo –  $\tau$  koeficientus, nustatomus paties vartotojo. Tuomet atstumo  $L_1$  dydis išreiškiamas lygtimi (3.2):

$$L_1 = \frac{1}{\pi} \cdot \zeta \cdot \tau \cdot V. \quad (3.2)$$

Akivaizdu, kad atstumas  $L_1$  autopiloto įrangos skaičiuojamas kaip priklausomybė nuo skrydžio greičio bei vartotojo parinktų koeficientų. Toliau darbe antžeminių kliūčių išvengimo modeliavimo tikrinimui naudojami koeficientai  $\zeta = 0,75$  ir  $\tau = 10$ , o skrydžio tikslumui bei trajektorijos sekimo tikslumui įtakos turi pasirinktas autonominio skrydžio greitis (žemės atžvilgiu).

Visgi, orlaivis stengdamasis kompensuoti nuokrypį judės apskritimine trajektorija ir įgis įcentrinį pagreitį  $a_{ic}$ , kuris pasiremiant lygtimi (3.1) gali būti išreikštas:

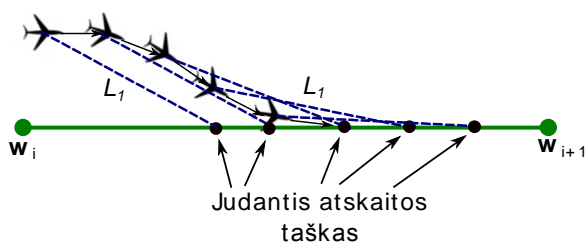
$$a_{ic} = \frac{V^2}{R} = 2 \frac{V^2}{L_1} \sin \eta. \quad (3.3)$$

Lygtis (3.3) parodo, kaip keičiasi orlaivio nuokrypio kompensavimo pagreitis priklausomai nuo skrydžio greičio, reliatyvaus kampo į judantį atskaitos tašką bei atkarpos  $L_1$  ilgio. Jei orlaivio nuokrypio kompensavimas išskaidomas į nykstamai mažus dydžius, orlaivis skrydžio misiją vykdo fiksuotu greičiu (dėl šios priežasties  $L_1$  nekinta), skrydžio nuokrypio kompensavimo pagreitis mažėjant reliatyviam kampui  $\eta$  taip pat mažėja ir orlaivis tvarkingai įskrenda į užduotą skrydžio kelio atkarpą kaip pavaizduota 3.2 paveiksle.

Išskaidant skrydį į nykstamai mažus laiko intervalus gaunama tendencija, kad per nykstamai trumpą laiko intervalą orlaivis pajudės pirmyn bei pakeis kursą, o dėl šios priežasties nekintant  $L_1$  atstumui, keičiasi įcentrinis pagreitis  $a_{ic}$  bei reliatyvus kampas  $\eta$ . Mažų dydžių navigacijos matematika pateikta lygtimis (3.4 ir 3.5):

$$\Delta s = V \Delta t, \quad (3.4)$$

čia  $\Delta s$  – nuskrista nedidelė kelio atkarpa,  $\Delta t$  – nykstamai trumpas laiko intervalas.



**3.2 pav.** Autonominio skrydžio principas naudojant valdiklį  $L_1$  skaidant į nykstančius dydžius

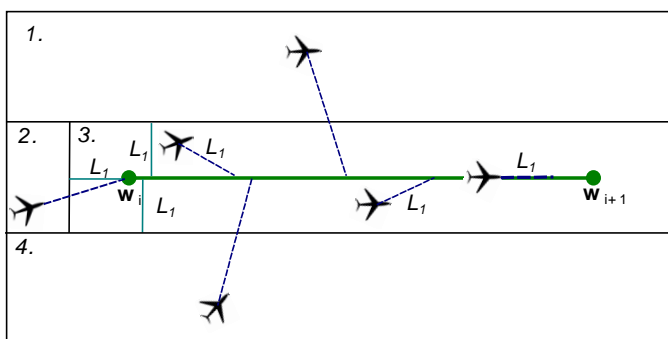
**Fig. 3.2.** Autonomous flight methodology when using an  $L_1$  controller and decomposing it into small time increments

Mažas kampo pokytis išreiškiamas:

$$\Delta\psi = \frac{a_{ties}}{V} \Delta t, \quad (3.5)$$

čia  $a_{ties}$  – tiesinis orlaivio skrydžio pagreitis,  $\Delta\psi$  – kurso kampo pokytis.

Visgi, pateikta skrydžio metodika naudojama tik tuo atveju, jei orlaivis nuo tiesios ar apskritiminės skrydžio atkarpos nėra nutolęs daugiau nei atstuma  $L_1$ . Jei orlaivio atstumas nuo skrydžio misijos kelio linijos yra daugiau nei lygtimi (3.2) išskaičiuojamas  $L_1$  ilgis, orlaivio skrydis vykdomas priklausomai nuo to, kurioje navigacinėje zonoje šis yra. Navigacinės zonos pateiktos 3.3 paveiksle.



**3.3 pav.** Autonominio skrydžio principas naudojant valdiklį  $L_1$  skrydžio zonos

**Fig. 3.3.** Autonomous flight methodology when using an  $L_1$  controller flight areas

Yra matoma (3.3 pav.), jei orlaivis yra zonoje 1 arba 4, orlaivis skrydžio nuokrypį kompensuoja stengdamasis kursą pakeisti ir skristi beveik stačiu kampu užduotai skrydžio misijos kelio linijai. Kai tik orlaivio nuokrypio dydis tampa mažesniu arba lygiu apskaičiuojamam  $L_1$  ilgiui (zona 3), pradeda veikti  $L_1$  valdiklis. Jei orlaivis yra zonoje 2 (skrenda link pirmojo skrydžio misijos navigacinio taško), kol atstumas tarp orlaivio ir navigacinio taško yra didesnis nei apskaičiuojamas  $L_1$  ilgis, orlaivio kursas nukreipiamas artimiausia trajektorija link navigacinio taško, vėliau veikia  $L_1$  valdiklis. Atitinkamu principu  $L_1$  valdiklis veiks ir uždavus orlaiviui komandą sukurti orbitas.

Taip pat svarbu pastebėti, kad orlaiviui priartėjus prie navigacinio taško  $w_i$  valdymo sistema traktuos, kad navigacinį tašką orlaivis jau pasiekė ir skrydį reikia tęsti link navigacinio taško  $w_{i+1}$ , jei įvyks bent vienas įvykis:

1. Orlaivis kirta aplink navigacinį tašką užduotą sferą;
2. Orlaivis kirta per navigacinį tašką stačiu kampu einančią plokštumą;
3. Orlaivio atstumas iki navigacinio taško yra mažesnis nei apskaičiuojamas atstumas  $L_1$  (šis skrydžio režimas gali būti išjungiamas ir orlaivis taiko standartinį PID valdiklį).

Svarbu pastebėti, kad jei užduotas sferos spindulys yra mažesnis nei apskaičiuojamas atstumas  $L_1$ , autopilotas prioritetą suteikia komandai kirsti sferą, jei sferos spindulys didesnis nei atstumas  $L_1$ , prioritetą suteikiamas  $L_1$  valdikliui ir orlaivis stengsis atlikti tvarkingą skrydį lanku, kuris yra pirmoji išvalga į skrydžių metodiką Dubinso trajektorijomis. Tinkamai parinkus navigacinių taškų koordinates, galime imituoti skrydį Dubinso trajektorija.

Reminatis Dubinso trajektorijų metodika,  $L_1$  valdiklio veikimo principu bei CAA keliamais reikalavimais antžeminių kliūčių vengimui, toliau pateikiamas skrydžio trajektorijų antžeminių kliūčių išvengimui matematinis modeliavimas.

## 3.2. Autonominio antžeminių kliūčių išvengimo algoritmo matematinis modelis

Prieš aprašant antžeminių kliūčių apskridimo saugiu atstumu metodiką bei orlaiviui reikalingų įvykdyti skaičiavimų seką – algoritmą, priimama prielaida, kad orlaivis turi skristi lygiakraščio trikampio formos maršrutą, kuris prasideda koordinatėje  $w_i$ . Skrydis turi būti atliekamas panaudojant Dubinso trajektorijas, kurios užtikrina didesnę patikimumą bei mažesnę skrydžio trajektorijos paklaidą. Dubinso trajektorijos antžeminių ar judančių kliūčių apskridimui taip pat buvo nagrinėtos (Lin *et al.* 2017; Wang *et al.* 2010; Lai *et al.* 2016; Updahayay *et al.* 2017; Zhong *et al.* 2014). Taip pat orlaivis turi apskristi visas antžemines kelyje pasitaikančias kliūtis. Orlaiviui atliekant trajektorijos perskaičiavimus,

pageidautina, kad šis antžemines kliūtis apskristų 50 m atstumu, t.y. nei per toli nuo kliūties, nei per arti kliūties.

Skrydžio užduočiai parenkami trys navigaciniai taškai NED koordinacių sistemoje, kurie pateikti 3.1 lentelėje, – tai antžeminės kliūtys.

### 3.1 lentelė. Antžeminių kliūčių koordinatės

**Table 3.1.** Coordinates of ground obstacles

Kliūtis	Šiaurės koordinatė, m	Rytų koordinatė, m	Aukštis, m
1	716,5	625,0	100,0
2	731,2	900,5	100,0
3	544,3	750,0	100,0

Šios antžeminės kliūtys yra modeliuojamos kaip materialieji taškai neturintys tikslios formos. Kliūtis modeliuojama erdvėje parenkant taško koordinatę ir ją fiksuojant bei aplink šią koordinatę apibrėžiant 50 m saugos zoną – skaičiuojamas atstumas tarp dviejų koordinacių, kuris turi būti lygus 50 m.

Skrydžio užduočiai sudarytas maršrutas turi tris kurso keitimo taškus. Skrydžio maršruto navigacinių taškų koordinatės pateiktos 3.2 lentelėje.

### 3.2 lentelė. Skrydžio maršruto navigacinių taškų koordinatės

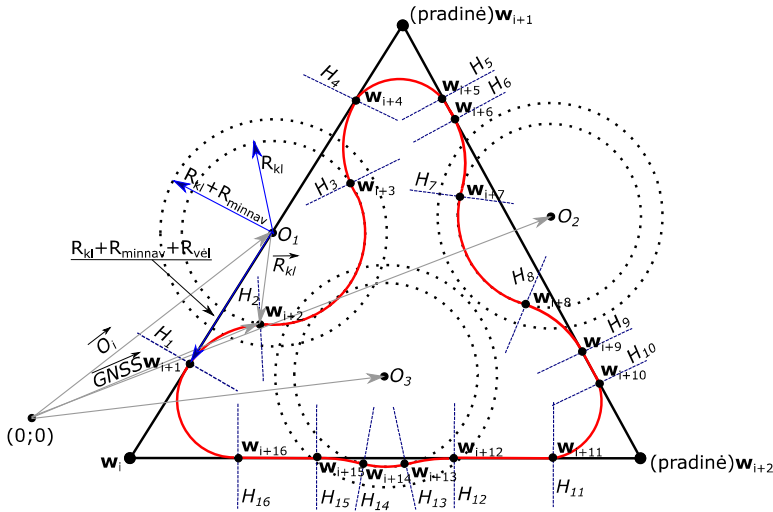
**Table 3.2.** Coordinates of mission waypoints

Maršruto navigacinis taškas	Šiaurės koordinatė, m	Rytų koordinatė, m	Aukštis, m
1	500	500	50
2	933	750	50
3	500	1000	50

Visas koordinates perkėlus į skrydžio misiją, pageidautina orlaivio skrydžio trajektorija turėtų atrodyti kaip raudona linija, kuri pavaizduota 3.4 paveiksle.

Žymėjimai  $O_1$ ;  $O_2$ ;  $O_3$  (3.4 pav.) atitinka antžeminių kliūčių koordinates, juoda linija – skrydžio misijos trajektoriją bei standartinius navigacijos misijos taškus. Visgi, orlaivis skrydį turi vykdyti naudojant Dubinsio trajektorijas bei išvengti įskridimo į antžeminių kliūčių saugos zoną. Šiam tikslui pasiekti orlaivis turi apskaičiuoti papildomus navigacinius taškus, kurių padėties nurodo kada orlaivis turi keisti skrydžio kursą. Šie navigaciniai taškai žymimi  $w$  simboliu.  $R_{kl}$  – 50 m saugos zona,  $R_{min}$  – papildomas mažiausias atstumas reikalingas orlaiviui vykdyti posūkį,  $R_{vel}$  – orlaivio valdymo sistemos vėlavimas priimti sprendimą. Kaip matyti (3.4 pav.), apskrisdamas kliūtį orlaivis turi apskaičiuoti 3 papildomus

navigacinius taškus: pirmą posūkį kliūčiai apskristi, iki kurio taško skristi ratu aplink kliūtį bei koordinatę, skirtą grįžti į skrydžio misijos trajektoriją.



**3.4 pav.** Orlaivio skrydžio trajektorija apskrendant antžemines kliūtis, skrydžio misija bei specialiosios zonos aplink kliūtis

**Fig. 3.4.** Airplane flight trajectory when flying around ground obstacles, flight mission and special areas around ground obstacles

Atstumas, kuris orlaiviui bus reikalingas posūkiui atlikti, gali būti apskaičiuojamas pagal lygtį (3.6):

$$R_{\min} = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \theta_{\max}}, \quad (3.6)$$

čia  $R_{\min}$  – dinaminio judėjimo mažiausias atstumas, reikalingas orlaiviui atlikti posūkį.

Dydis  $R_{\min}$  priklauso nuo skrydžio greičio  $V$  ir didžiausio posvyrio kampo  $\theta_{\max}$ . Orlaivio valdymo sistemos vėlavimo tiksliai įvertinti nėra galimybės, tad priimama prielaida, kad  $R_{\text{vėl}}$  kinta intervale nuo 2,5 iki 4,0 kartų skrydžio greičiui. Sprendimo priėmimo vėlavimo lygtis pateikta (3.7):

$$R_{\text{vėl}} = (2,5 - 4,0) \cdot V. \quad (3.7)$$

Siekiant, kad orlaivis apie antžemines koordinatas skristų saugiai, turi būti sugeneruoti keturi papildomi navigaciniai taškai, o orlaivis turi tiksliai žinoti pastarųjų koordinatas. Šių naujai generuotų navigacinių koordinatinių taškuose turi būti apskaičiuojamos begalinės plokštumos nuo  $H_1$  to  $H_{16}$ , kurios orlaiviui duos

komandą vykdyti kurso keitimą iš vieno skrydžio segmento į sekantį. Orlaiviui skrendant užduotą misiją, koordinatė matuojama panaudojant GNSS imtuvą, o antžeminių kliūčių koordinatės turi būti žinomos iš anksto. Esant šiai prielaidai galime užrašyti priklausomybę lygtimi (3.8):

$$\mathbf{GNSS} = \mathbf{O}_i - \mathbf{R}, \quad (3.8)$$

čia  $\mathbf{GNSS}$  – orlaivio koordinatės išmatuotos GNSS imtuvu,  $\mathbf{O}_i$  –  $i$ -tosios antžeminės kliūties koordinatės,  $\mathbf{R}$  – atstumas nuo antžeminės kliūties koordinatės iki papildomos plokštumos  $H_i$ .

Iš lygties (3.8) galime išskaičiuoti atstumą  $\mathbf{R}$ , kurį toliau galime išreikšti lygtimi (3.9):

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_{kl} + \mathbf{R}_{minnav} + \mathbf{R}_{vel}, \quad (3.9)$$

čia  $\mathbf{R}_{kl}$  – mažiausias atstumas antžeminės kliūties apskridimui,  $\mathbf{R}_{minnav}$  – atstumas, kuris nuskrendamas vykdant posūkį,  $\mathbf{R}_{vel}$  – orlaivio valdymo sistemos sprendimo priėmimo vėlavimas.

Atstumas  $\mathbf{R}_{minnav}$  priklauso nuo dinaminio judėjimo  $\mathbf{R}_{min}$  ir gali būti išreikštas lygtimi (3.10):

$$\mathbf{R}_{minnav} = \sqrt{\left((\mathbf{R}_{kl} + \mathbf{R}_{min})^2 - \mathbf{R}_{min}^2\right)} - \mathbf{R}_{kl}, \quad (3.10)$$

Be to, orlaiviui atliekant posūkį matematinis skrydžio trajektorijos skaičiavimas turi paklaidą, kuria reiktų padidinti 50 m sektoriaus dydį. Dėl šios priežasties atstumas  $\mathbf{R}_{kl}$  būtų skaičiuojamas pagal lygtį (3.11):

$$\mathbf{R}_{kl} = \mathbf{R}_{50} + \mathbf{R}_{pakl}, \quad (3.11)$$

čia  $\mathbf{R}_{50}$  – 50 m saugos zona aplink antžeminę kliūtį,  $\mathbf{R}_{pakl}$  – papildoma matematinė skrydžio paklaida orlaiviui siekiant išlaikyti atstumą  $\mathbf{R}_{50}$ .

Daroma prielaida, kad  $\mathbf{R}_{pakl}$  dydis tiesiogiai priklauso nuo  $\mathbf{R}_{50}$ . Matematinį skaičiavimų paklaidą  $\mathbf{R}_{pakl}$  galima rasti geometriniu būdu apskaičiuojant pagal žinomą atstumą  $\mathbf{R}_{50}$  lygtimi (3.12):

$$\mathbf{R}_{pakl} = \mathbf{R}_{50} - \sqrt{\mathbf{R}_{50}^2 - \left(\frac{k}{2}\right)^2}, \quad (3.12)$$

čia  $k$  – geometrinis atstumas tarp  $\mathbf{R}_{kl}$  ir  $\mathbf{R}$  spinduliais apibrėžtų apskritimų ribų bei išreikštas tiesia atkarpa pagal skrydžio kryptį prieš atliekant kurso keitimą.

Visgi, vykdant skrydį orlaivis turi naudotis lygtimis, kuriose yra orlaiviui žinomi skrydžio parametrai. Lygtį (3.12) pakeitus orlaiviui žinomais skrydžio

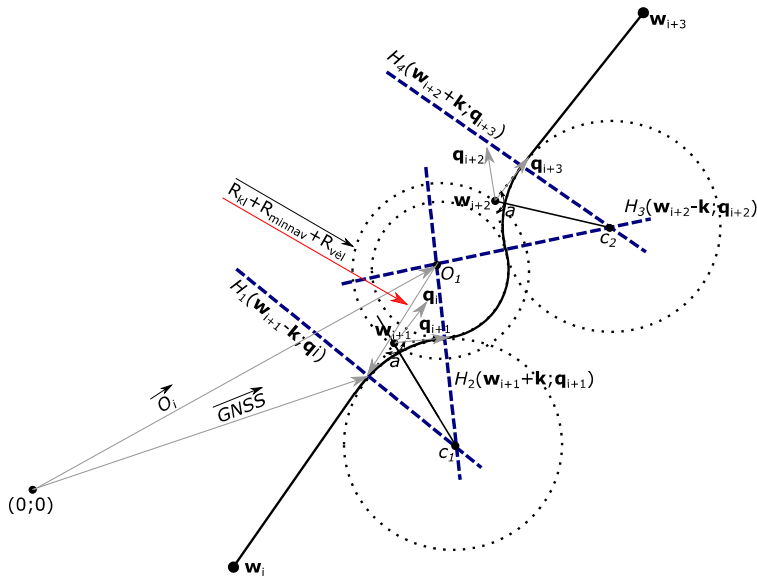


parametrais, paklaidos dydis skrydžio metu paties orlaivio galėtų būti apskaičiuojamas pasiremiant lygtimi (3.13):

$$\mathbf{R}_{\text{pakl}} = \mathbf{R}_1 - \sqrt{\mathbf{R}_1^2 - \left( \frac{V^2}{2 \cos \left( \text{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) \right) g \cdot \text{tg} \theta_{\text{max}}} \right)^2}, \quad (3.13)$$

čia  $GNSS_E$  – Orlaivio ilgumos koordinatė ENU sistemoje,  $GNSS_N$  – Orlaivio platumos koordinatė ENU sistemoje,  $O_E$  – antžeminės kliūtis ilgumos koordinatė ENU sistemoje,  $O_N$  – antžeminės kliūtis platumos koordinatė ENU sistemoje,  $g$  – laisvojo kritimo pagreitis.

Toliau detaliau pavaizduojami orlaivio kurso keitimo taškai bei reikiama skrydžio trajektorija antžeminės kliūtis apskridimui vienoje skrydžio atkarpoje  $\mathbf{w}_i \mathbf{w}_{i+3}$ . Vektorinis skrydžio atkarpos  $\mathbf{w}_i \mathbf{w}_{i+3}$  trajektorijos skaičiavimas pavaizduotas 3.5 paveiksle.



**3.5 pav.** Papildomos koordinatės bei jų geometrija  
**Fig. 3.5.** Additional coordinates and their geometry

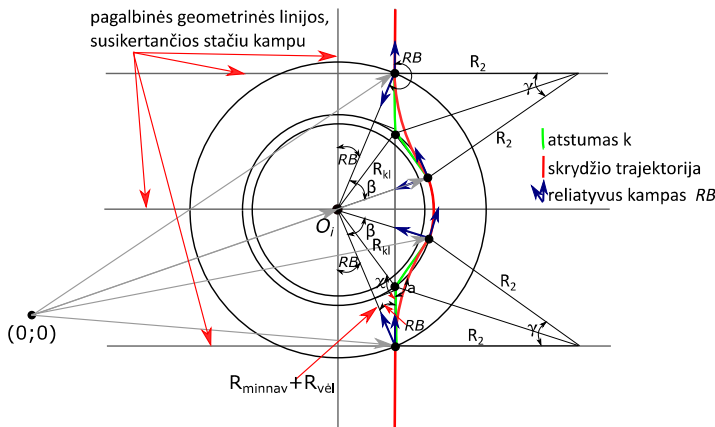
Kaip matyti (3.5 pav.), papildoma plokštuma  $H_1$  yra projektuojama ne tiesiogiai navigacinio taško  $\mathbf{w}_{i+1}$  koordinatės vietoje, bet atstumu nuo šio taško priešinga kryptimi negu yra nukreiptas vienetinis vektorius  $\mathbf{q}_i$  bei atstumu  $\mathbf{k}$ . Dėl

šios priežasties, kad nustatyti koordinatę kada orlaivis turės keisti kursą saugiam antžeminės kliūtis apskridimui, turima remiantis Dubinso teorija išskaičiuoti reikiamą atstumą nuo antžeminės kliūtis centro. Šis atstumas vadinamas dydžiu  $k$  bei išreiškiamas lygtimi (3.14):

$$k = \left( \frac{R_2}{\tan \frac{\angle a}{2}} \right) q_i, \quad (3.14)$$

čia  $R_2$  – orlaivio apsisukimo spindulio dydis,  $q_i$  – vienetinis vektorius pagal skrydžio kryptį,  $a$  – kampas, kuriuo orlaivis turi pakeisti savo kursą (3.5 pav.).

Vis dėlto,  $\angle a$ , kuris parodo, kiek orlaivis turi pakeisti kursą, kad pradėtų skristi apskritimine trajektorija antžeminei kliūčiai išvengti, vis dar nėra žinomas. Dėl šios priežasties reikia atlikti tikslesnius skrydžio trajektorijos geometrinius skaičiavimus, kurie pateikti 3.6 paveiksle.



**3.6 pav.** Orlaivio skrydžio aplink antžeminę kliūtį kampų geometrija  
**Fig. 3.6.** Geometry of angles for an unmanned aerial vehicle flight around the ground obstacle

Žalia linija (3.6 pav.) pažymėtos atkarpos simbolizuoja atstumą  $k$ . Šis trajektorijoje matomas keturis kartus. Raudona linija žymi naujai apskaičiuotą autonominio orlaivio skrydžio trajektoriją, o mėlynos spalvos vektoriai žymi orlaivio išmatuotą reliatyvųjį kampą, kuris kiekvienu laiko momentu išreiškiamas vektoriais pagal orlaivio skrydžio kryptį bei vektorių link antžeminės kliūtis centro koordinatės.

Vienetinis vektorius pagal skrydžio kryptį apskaičiuojamas pagal misijos navigacinių taškų koordinatės kaip pateikta lygtimi (3.15):

$$\mathbf{q}_i = \frac{\mathbf{w}_{i+3} - \mathbf{w}_i}{\|\mathbf{w}_{i+3} - \mathbf{w}_i\|}. \quad (3.15)$$

Skaičiavimams realiu laiku reiktų naudoti ir skaliarinę atstumo  $k$  vertę. Visgi, kampo  $a$ , kuriuo orlaivis turi keisti kursą iš anksto nustatyti nėra galimybės, todėl daroma prielaida, kad atstumo  $k$  modulis yra lygus orlaiviui reikalingo atstumo posūkiui atlikti bei orlaiviui reikalingo atstumo dėl valdymo sistemos sprendimo priėmimo vėlavimo projekcijai į tiesę, kuri kerta antžeminę kliūtį per jos centrą. Atstumo  $k$  skaliarinė išraiška apskaičiuojama lygtimi (3.16):

$$k = \frac{R_{kl} \cdot \sin(180 - RB - \chi)}{\sin(RB)}, \quad (3.16)$$

čia  $RB$  – reliatyvus kampas, rodantis kliūties padėtį orlaivio atžvilgiu,  $\chi$  – kampas, kurį sudaro atstumas  $k$  ir tiesė, jungianti antžeminę kliūtį su tašku, sudarančiu atstumo  $k$  bei antžeminės kliūties 50 m zonos sankirtą.

Kaip matyti lygtyje (3.16), projekcija nustatoma žinant antžeminės kliūties reliatyvų kampą  $RB$  orlaivio atžvilgiu. Šis kampas bei visa skrydžio trajektorijos aplink kliūtį geometrija pavaizduota (3.6. pav.).

Reliatyvų kampą galime apskaičiuoti žinodami orlaivio momentines koordinates iš GNSS imtuvo bei antžeminės kliūties koordinates:

$$\angle RB = \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right). \quad (3.17)$$

Kampas  $\chi$  išskaičiuojamas lygtimi (3.18):

$$\chi = \arcsin \left( \sin(RB) + \frac{\sin(RB) \cdot \mathbf{R}_{minnav}}{\mathbf{R}_{kl}} \right). \quad (3.18)$$

Irašius lygtis (3.17) ir (3.18) į lygtį (3.16) gausime atstumo  $k$  modulį išreikšta per orlaiviui žinomus skrydžio parametrus bei navigacines koordinates:

$$k \approx \frac{R_{kl} \cdot \sin \left( 180 - \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) - \arcsin \left( \sin(RB) + \frac{\sin(RB) \cdot \mathbf{R}_{minnav}}{\mathbf{R}_{kl}} \right) \right)}{\sin \left( \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) \right)}. \quad (3.19)$$

Taip pat matyti, kad skaliarinę išraišką  $k$  vertinti reikia tik tuo atveju, jei orlaivis kerta plokštumą  $H_1$ , nes tik tuo atveju tenkinama autonominio skrydžio sąlyga keisti kursą. Vis dėlto, skrydžio metu plokštumos  $H_1$  praskridimo sąlygą turime išreikšti kitomis skaitinėmis reikšmėmis. Orlaivis turėtų tenkinti sąlygą, kuri pateikta lygtyje (3.20):

$$\mathbf{O}_i - \mathbf{GNSS} \leq \mathbf{R}_{50} + \mathbf{R}_{\text{pakl}} + \mathbf{R}_{\text{minnav}} + \mathbf{R}_{\text{vel}}. \quad (3.20)$$

Kuomet skrydžio metu (3.20) lygtyje pateikta sąlyga yra tenkinama, galima apskaičiuoti atstumo nuo orlaivio iki 50 m saugos zonos aplink kliūtį vektorių  $\mathbf{k}$ . Tam panaudosime lygtį (3.21):

$$\mathbf{k} = k \cdot \mathbf{q}_i. \quad (3.21)$$

Kaip žinoma, remiantis lygtimi (3.15), vektorių  $\mathbf{k}$  galima išreikšti per orlaiviui žinomų navigacinių maršruto taškų koordinatas. Ši išraiška pateikta (3.22):

$$\mathbf{k} = k \cdot \left( \frac{\mathbf{w}_{i+3} - \mathbf{w}_i}{\|\mathbf{w}_{i+3} - \mathbf{w}_i\|} \right). \quad (3.22)$$

Išrašius lygtį (3.19) į (3.22) gaunama vektorinė atstumo  $k$  išraiška, kurioje visi kintamieji orlaivio valdymo sistemai yra žinomi:

$$\mathbf{k} \approx \left( \frac{\mathbf{R}_{\text{kl}} \cdot \sin \left( \begin{array}{c} 180 - \text{tg} \left( \frac{|\mathbf{GNSS}_E - \mathbf{O}_E|}{|\mathbf{GNSS}_N - \mathbf{O}_N|} \right) - \\ \arcsin \left( \frac{\sin(RB) + \sin(RB) \cdot \mathbf{R}_{\text{minnav}}}{\mathbf{R}_{\text{kl}}} \right) \end{array} \right)}{\sin \left( \text{tg} \left( \frac{|\mathbf{GNSS}_E - \mathbf{O}_E|}{|\mathbf{GNSS}_N - \mathbf{O}_N|} \right) \right)} \right) \cdot \left( \frac{\mathbf{w}_{i+3} - \mathbf{w}_i}{\|\mathbf{w}_{i+3} - \mathbf{w}_i\|} \right). \quad (3.23)$$

Vektorių  $\mathbf{k}$  turime atimti iš papildomo navigacinio taško  $\mathbf{w}_{i+1}$ , kuris bus atstumu  $\mathbf{R}_{\text{kl}}$  nuo antžeminės kliūties. Taip gaunama plokštuma  $H_1$  ir jos padėtis, kurią praskridus orlaivis turi pradėti keisti kursą:

$$H_1(\mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{k}; \mathbf{q}_i). \quad (3.24)$$

Siekiant rasti plokštumos  $H_2$  koordinatas, reikia apskaičiuoti kampus  $\beta$  ir  $\gamma$  bei Dubinso trajektorijų apskritimo spindulį  $R_2$ . Remiantis orlaivio skrydžio

trajektorijos geometrija (3.6 pav.), galima išvesti lygtį apskaičiuoti kampui  $\beta$ . Ši išraiška pateikta (3.25):

$$\angle\beta = \frac{k \cdot 180}{\pi R_{50}} + k \sin(RB). \quad (3.25)$$

I lygtį (3.25) įrašius anksčiau žinomus dydžius, gaunama išraiška, kurią orlaivio valdymo sistema gali panaudoti skaičiavimui remiantis savo žinomais skrydžio parametrais. Ši išraiška pateikta (3.26) lygtimi.

$$\angle\beta = \frac{R_{kl} \cdot \sin \left( 180 - \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) - \arcsin \left( \frac{\sin(RB) + \sin(RB) \cdot R_{minnav}}{R_{kl}} \right) \right) \cdot (180 \cdot \sin(RB))}{\sin \left( \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) \right) \pi R_{50}}. \quad (3.26)$$

Orlaivis pirmąjį posūkį daro iki momento, kai reliatyvus kampas tampa lygus  $90^\circ$ , todėl teigima, kad kampą  $\gamma$  galima apskaičiuoti bei išreikšti lygtimi (3.27).

$$\angle\gamma = 90^\circ - RB - \beta, \quad (3.27)$$

čia  $\gamma$  – orlaivio posūkio apskritiminės trajektorijos lanko kampo dydis.

I lygtį (3.25) įrašius visus žinamuosius gausime orlaivio valdymo sistemos naudojamą išraišką (3.28):

$$\angle\gamma = 90 - \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_x - O_x|}{|GNSS_y - O_y|} \right) - \frac{R_{kl} \cdot (180 \cdot \sin(RB)) \cdot \sin \left( 180 - \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) - \arcsin \left( \frac{\sin(RB) + \sin(RB) \cdot R_{minnav}}{R_{kl}} \right) \right)}{\pi R_{50} \cdot \sin \left( \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) \right)}, \quad (3.28)$$

Žinant kampą  $\gamma$ , galima rasti ir Dubinsio apskritimo spindulio  $R_2$  dydį (3.29):

$$R_2 = \frac{k}{\operatorname{tg} \frac{\gamma}{2}}. \quad (3.29)$$

Irašius lygtis (3.19) ir (3.28) į lygtį (3.29) yra nustatoma išraiška spinduliui  $R_2$  apskaičiuoti remiantis orlaivio valdymo sistemai žinomais skrydžio parametrais bei navigacinėmis koordinatėmis. Ši išraiška pateikta (3.30) lygtimi:

$$R_2 = \frac{\operatorname{tg} \left( \frac{R_{kl} \cdot \sin \left( \frac{180 - \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) - \arcsin \left( \sin(RB) + \frac{\sin(RB) \cdot R_{minnav}}{R_{kl}} \right)}{\sin \left( \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) \right)} \right)}{2\pi R_{50}} \right) (180 \cdot \sin(RB))}{45 - \frac{1}{2} \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_x - O_x|}{|GNSS_y - O_y|} \right) - \frac{R_{kl} \cdot \sin \left( \frac{180 - \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) - \arcsin \left( \sin(RB) + \frac{\sin(RB) \cdot R_{minnav}}{R_{kl}} \right)}{\sin \left( \operatorname{tg} \left( \frac{|GNSS_E - O_E|}{|GNSS_N - O_N|} \right) \right)} \right)}{2\pi R_{50}}}. \quad (3.30)$$

Kai žinomas dydis  $R_2$ , reikia išskaičiuoti kampą  $a$ , kuris būtų naudojamas Dubinsio apskritimo centro koordinatei apskaičiuoti. Kampas  $a$  išraiška pateikta (3.31) lygtimi:

$$\angle a = 2 \cdot \operatorname{arctg} \frac{R_2}{k}. \quad (3.31)$$

Tuomet apskaičiuojamas vienetinis vektorius  $\mathbf{q}_i$  panaudojant pasukimo matricą, kuri konvertuoja vektoriaus  $\mathbf{q}_{i+1}$  padėtį anksčiau apskaičiuoto kampo  $a$  dydžiu. Vektoriaus pasukimas pateiktas (3.32) lygtimi:

$$\mathbf{q}_i = \begin{bmatrix} \cos(180-a) & -\sin(180-a) \\ \sin(180-a) & \cos(180-a) \end{bmatrix} \mathbf{q}_{i+1}. \quad (3.32)$$

Žinant vektorius  $\mathbf{q}_i$  bei  $\mathbf{q}_{i+1}$  ir atstumą  $k$ , apskaičiuojamos Dubinso apskritimo centro koordinatės  $\mathbf{c}_1$  pagal lygtį (3.33) bei plokštumą  $H_2$  pagal lygtį (3.34):

$$\mathbf{c}_1 = \mathbf{w}_{i+1} - \left( \frac{R_2}{\sin \frac{\angle a}{2}} \right) \frac{\mathbf{q}_i - \mathbf{q}_{i+1}}{\|\mathbf{q}_i - \mathbf{q}_{i+1}\|}, \quad (3.33)$$

$$H_2(\mathbf{w}_{i+1} + \mathbf{k}; \mathbf{q}_{i+1}). \quad (3.34)$$

Plokštumos  $H_1$  ir  $H_2$  nurodo skrydžio atkarpą, kai orlaivis vykdo perėjimą iš standartinės misijos skrydžio trajektorijos ir keičia kursą pradėdamas saugų antžeminę kliūtis apskridimą kai naudojamos Dubinso trajektorijos. Kirtus plokštumą  $H_2$ , orlaivio valdymo sistema jau turi būti pasirengusi, o orlaivis tinkamos konfigūracijos, kad tenkinant teisinius reikalavimus vyktų saugus skrydis aplink antžeminę kliūtį trumpiausiu atstumu darant lanką pagal Dubinso trajektorijų teoriją. Dvi toliau skrydžio trajektorijoje numatytos plokštumos  $H_3$  ir  $H_4$  bei navigacinis taškas  $\mathbf{w}_{i+2}$  yra simetriškai išdėstytos anksčiau apskaičiuotoms plokštumoms  $H_1$  ir  $H_2$ , bei navigaciniam maršruto taškui  $\mathbf{w}_{i+1}$ . Dėl šios priežasties atliekami skaičiavimai, kurie yra identiški anksčiau minėtiems.

Nepriklausomai nuo to, kad saugaus antžeminių kliūčių išvengimo modelio matematinis sukūrimas yra svarbus žingsnis, jo pritaikymui automatizuotuose skaičiavimuose dar reikia apibrėžti taisykles bei instrukcijas, kuriomis remiantis orlaivio valdymo sistema realiu laiku turės priimti sprendimą antžeminei kliūčiai apskristi ar vis dėlto tęsti skrydį pagal standartinę, iš anksto užduotą skrydžio misijos trajektoriją.

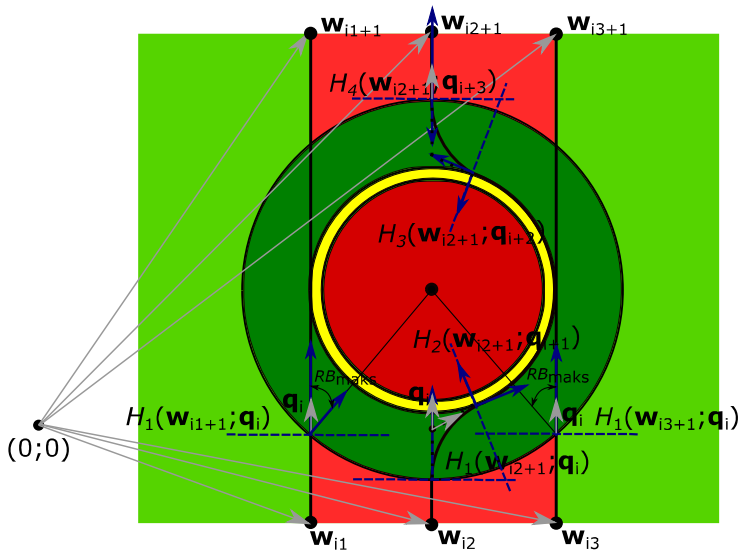
Tolesniame poskyryje pateikiamas antžeminių kliūčių išvengimo loginis modelis – algoritmas.

### 3.3. Antžeminių kliūčių išvengimo algoritmas

Siekiant, kad autonominis orlaivis savo skrydį vykdytų saugiai ir išvengdamas kelyje pasitaikančių statinių kliūčių, vien matematinio modelio skrydžio

trajektorijos klišiai apskristi skaičiavimo nepakanka. Dėl šios priežasties buvo sudarytas saugaus klišių apskridimo algoritmas.

Remiantis skrydžio trajektorijos aplink klišius matematiniu modeliu galima išvėgti tris pagrindinius sektorius aplink centrinę šios klišies navigacinę koordinatę. Šie trys pagrindiniai sektoriai jau buvo panaudoti matematinio modeliavimo skaičiavimuose ir yra pateikti kaip trys koncentriniai apskritimai (3.6 pav.). Pastarųjų paskirtis taip pat išnagrinėta. Išorinis apskritimas skirtas pirminiam sprendimui priimti, kada orlaivis turi pradėti antžeminės klišies apskridimo procedūrą. Erdvė tarp vidurinio bei vidinio apskritimų palikta kaip matematinio skaičiavimo paklaidos zona, o likusioji erdvė, kurią apibrėžia vidinis apskritimas – tai teisiniais dokumentais apribota skrydžių zona. Vis dėlto, orlaivis link šių apibrėžtų zonų gali artėti įvairiomis trajektorijomis bei praskristi šalia arba pastarąsias kirsti skirtingais mažiausiais atstumais nuo antžeminės klišies. Dėl šių priežasčių orlaivio valdymo sistemos sprendimo priėmimas tampa kiek sudėtingesnis. Taigi, antžeminių klišių išvengimo sprendimų priėmimo zonos gali būti pateiktos kaip 3.7 paveikslo diagrama.



**3.7 pav.** Autonominio orlaivio antžeminės klišies išvengimo sprendimų priėmimo zonos

**Fig. 3.7.** Decision areas for an unmanned aerial vehicle ground obstacle avoidance algorithm

Priėmus prielaidą, kad orlaivis link antžeminės klišies gali priartėti skirtingais atstumais, teigiama, jog orlaivis gali kirsti draudžiamą zoną arba praskristi nepažeisdamas teisinių saugos reikalavimų. Dėl šios priežasties



(3.7. pav.) apibrėžiami dar du papildomi sektoriai: šviesiai žalsvas – orlaiviui jokio sprendimo priimti nereikia, šviesiai raudonas – orlaivio valdymo sistema privalės vykdyti saugaus antžeminės kliūtis apskridimo procedūrą. Taigi, esminės koordinatės bei taškai, kurie apibrėžia ribą tarp poreikio vykdyti specialią procedūrą ar šio poreikio neegzistavimo – ribos tarp šviesiai žalsvo ir šviesiai rausvo sektorių sankirta su išoriniu koncentrinu apskritimu, kuris apibrėžia vėliausią laiko momentą orlaivio valdymo sistemai pradėti vykdyti saugų kliūtis apskridimą. Norint šį kriterijų pakeisti orlaivio valdymo sistemai apskaičiuojamais matematiniais dydžiais, galima pastebėti, jog turi būti tenkinamos dvi sąlygos: orlaivis nuo antžeminės koordinatės nutolęs ne mažiau kaip išorinio koncentrinio apskritimo riba bei orlaivio reliatyvus kampas yra lygus ar mažesnis nei kad leidžiamas  $RB_{maks}$ .

Orlaivio momentinį reliatyvų kampą antžeminės kliūtis centro koordinatės atžvilgiu galima apskaičiuoti lygtimi (3.35):

$$\angle RB = 180 - \cos^{-1}(-\mathbf{q}_i^T \mathbf{q}_O). \quad (3.35)$$

Didžiausią reliatyvų kampą kiekvienai skrydžio situacijai galima apskaičiuoti (3.36) lygtimi:

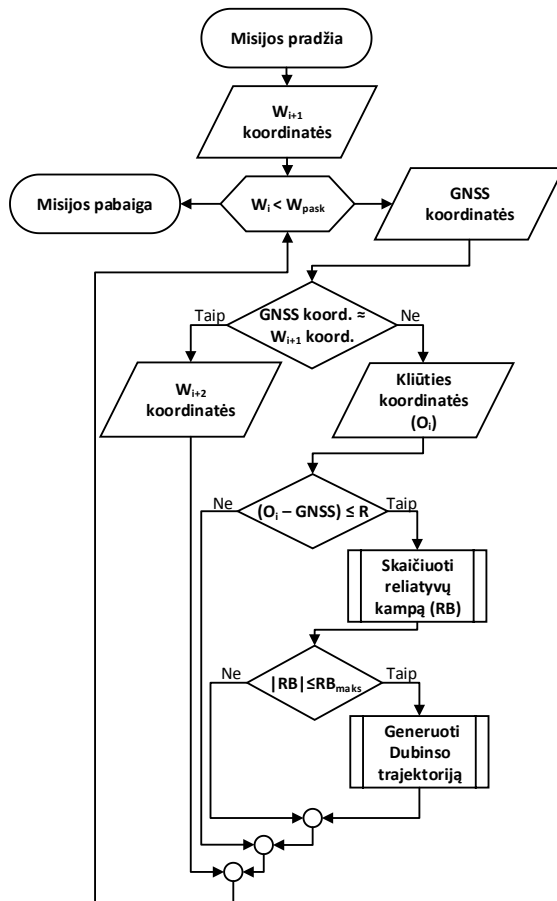
$$\angle RB_{maks} = \sin\left(\frac{\mathbf{R}_{kl}}{\mathbf{R}}\right). \quad (3.36)$$

$\mathbf{R}_{kl}$  ir  $\mathbf{R}$  dydžiai randami pagal anksčiau pateiktas (3.4) ir (3.6) lygtis.

Jeigu orlaivis vykdytų skrydžio užduotį trajektorija iš navigacinio taško  $\mathbf{w}_{i1}$  į navigacinį tašką  $\mathbf{w}_{i1+1}$  kaip pateikta (3.7 pav.), orlaiviui priskridus tamsiai žaliao sektoriaus ribas valdymo sistemai reikia priimti sprendimą bei apskaičiuoti kokio dydžio reliatyvus kampas bus tarp orlaivio ir antžeminės kliūtis. Pastaruoju atveju kampas bus lygus  $RB_{maks}$ , tad orlaivio valdymo sistema papildomų veiksmų imtis saugiam antžeminės kliūtis apskridimui neturi, nes toliau tęsdamas skrydį orlaivis nepažeis teisinių reikalavimų.

Jei orlaivio iš anksto užduotos misijos trajektorija būtų iš navigacinio taško  $\mathbf{w}_{i2}$  į navigacinį tašką  $\mathbf{w}_{i2+1}$ , tuomet orlaiviui priartėjus prie antžeminės kliūtis atstumu  $\mathbf{R}$  apskaičiuotas  $|RB|$  kampas bus mažesnis nei  $RB_{maks}$ . Kampas  $|RB|$  bus mažesnis nei  $RB_{maks}$ , todėl orlaivio valdymo sistema turės priimti sprendimą keisti skrydžio trajektoriją. Toliau skrydžio trajektorija apskaičiuojam remiantis matematinio modelio lygtimis. Šiuo atveju sudaromi trys Dubinsio trajektorijų skrydžio lankai, kuriuos riboja plokštumos  $H_1(\mathbf{w}_{i2+1}; \mathbf{q}_i)$  ir  $H_2(\mathbf{w}_{i2+1}; \mathbf{q}_{i+1})$ ,  $H_1(\mathbf{w}_{i2+1}; \mathbf{q}_{i+1})$  ir  $H_2(\mathbf{w}_{i2+1}; \mathbf{q}_{i+2})$  bei  $H_1(\mathbf{w}_{i2+1}; \mathbf{q}_{i+2})$  ir  $H_2(\mathbf{w}_{i2+1}; \mathbf{q}_{i+3})$ .

Šią skrydžio procedūrą galima išreikšti autonominio orlaivio veiksmų algoritmu, kuris pateiktas 3.8 paveiksle.



**3.8 pav.** Autonominio orlaivio antžeminių kliūčių išvengimo algoritmas

**Fig. 3.8.** Algorithm for an unmanned aerial vehicle ground obstacle avoidance

Orlaiviui pradėjus skrydžio misiją šis skristų pagal užduotą skrydžio trajektoriją, kuri nevertina antžeminių kliūčių. Orlaivio valdymo sistema iš anksto įsimeina tolesnę navigacinę koordinatę  $w_{i+1}$ . Kol paskutinio pasiekto navigacinio taško koordinatė  $w_i < w_{pask.}$ , vykdoma klasikinė skrydžio misija. Toliau kiekvienu laiko momentu yra tikrinama orlaivio momentinė koordinatė, kurią šis gauna iš GNSS imtuvo ir tikrinama, ar orlaivio koordinatė sutampa su tolimesnio navigacinio taško koordinate  $w_{i+1}$ . Jei taip, orlaivis pasiekė navigacinį tašką  $w_{i+1}$  ir toliau skrydį vykdo į navigacinį tašką  $w_{i+2}$  ir taip vykdoma skrydžio misija. Visgi, jei orlaivio momentinė GNSS imtuvu gauta koordinatė nesutampa su navigacinio taško koordinate, tikrinama, ar orlaivio koordinatės bei antžeminių

kliūčių navigacinių koordinačių skirtumo modulis yra mažesnis ar lygus mažiausiam leistinam atstumui  $R$ . Jei ne, orlaivio skrydžiui antžeminės kliūtys pavojaus nekelia ir šis tęsia skrydį. Jei visgi atstumas iki vienos ar kitos antžeminės kliūties patampa  $R$  ar mažesnis nei  $R$ , apskaičiuojamas reliatyvus kampas  $RB$  tarp orlaivio ir antžeminės kliūties koordinačių. Jei pastarasis  $RB$  kampas yra mažesnis nei leistinas  $RB_{maks}$  ar lygus  $RB_{maks}$ , pagal anksčiau išvestas lygtis yra generuojamos skrydžio trajektorijos antžeminei kliūčiai apskristi.

Toliau pateikiama sukurto antžeminių kliūčių išvengimo trajektorijos procedūros bei sukurto algoritmo patikimumo vertinimo metodika.

### 3.4. Antžeminių kliūčių išvengimo algoritmo patikimumo vertinimo metodika

Naujo algoritmo tikrinimui buvo pasirinkta naudoti dvi metodikas: (angl. *Software In The Loop Simulation*) arba SITL bei atlikti realius skrydžių bandymus imituojant antžeminių kliūčių koordinates. SITL imitacijai buvo naudotas „ArduPilot“ autopiloto programinis kodas, o realūs skrydžiai atlikti su modernesne „ArduPilot“ versija, kuris vadinasi „Pixhawk 2.1“. Ir imitaciniam skrydžio eksperimentui, ir realių skrydžių eksperimentui buvo naudotas „Ublox Neo-M8N“ GNSS imtuvas ar šiam atitinkančios charakteristikos. Naudoto palydovinės GNSS navigacijos imtuvo „Ublox Neo-M8N“ pagrindinės techninės charakteristikos pateiktos 3.3 lentelėje.

**3.3 lentelė.** Pagrindinės palydovinės navigacijos sistemos signalų imtuvo „Ublox Neo-M8N“ techninės charakteristikos

**Table 3.3.** Main technical characteristics of the global navigation satellite system receiver “Ublox Neo-M8N”

Parametrai	Aprašymas
Palydovinės sistemos	GPS/QZSS; GLONASS; Galileo; BeiDou
Elektros įtampa	2,7 – 3,6 V (DC/DC);
Ryšių sąsajos	UART; USB; SPI; I <sup>2</sup> C
Kitos techninės galimybės	„Flash“ atmintis; Navigacinių duomenų saugojimas; Papildomos SAW ir LNA funkcijos; RTC kristalas; Aktyvioji antena

Kiek išsamesnė techninė GNSS imtuvo charakteristika bei imtuvo techninės veikimo ribos ir teorinis duomenų matavimo tikslumas pateikti 3.4 lentelėje. Pagal (3.4 lent.) pateiktus duomenis matome, kad „Ublox Neo-M8N“ koordinačių matavimo tikslumas horizontalioje plokštumoje yra intervale 2,0–2,5 m.

**3.4 lentelė.** Palydovinės navigacijos sistemos imtuvo “Ublox Neo-M8N” duomenų matavimo tikslumas ir ribojimai

**Table 3.4.** “Ublox Neo-M8N” receiver accuracy and limits for various operational modes

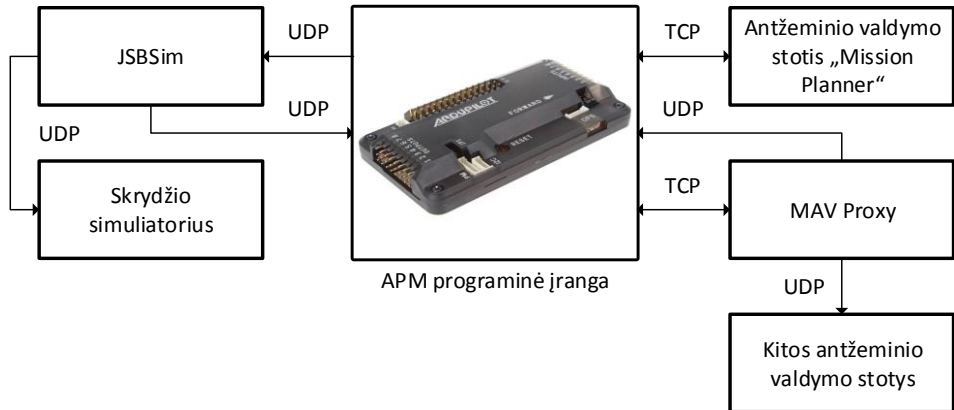
Ublox Neo-M8N	Veikimo režimas	GPS/ GLONASS	GPS/ BeiDou	GPS
Laikas iki padėties fiksavimo, s	Šaltas startas	26	27	29
	Šiltas startas	1		
	Startas nurodant apytikslę buvimo vietą	2	3	2
Jautrumas, dBm	Navigacijos	-164	-162	-163
	Atsisakymas	-159	-159	-159
	Šaltas startas	-147	-147	-147
	Šiltas startas	-156	-156	-156
Didžiausias navigacinių duomenų priėmimo dažnis, Hz	Veikimo režimas neišskiriamas	5		10
Greičio matavimo tikslumas, m/s		0,05		
Kurso matavimo tikslumas, °		0,3		
Horizontalios padėties tikslumas, m	Autonominis	2,5		
	SBAS	2,0		
Veikimo ribos	Perkrova, g	≤4		
	Aukštis, m	50000		
	Greitis, m/s	500		

Visgi, šie skaičiai patikimi tik tuo atveju, jei koordinacių matavimas yra atliekamas imtuvą laikant statinėje būsenoje ir ne trumpiau kaip 24 valandas. Dėl šios priežasties, skrydžio metu surinktų duomenų tikslumas bus dar mažesnis. Kaip atskaitos tašką galime taikyti 2,5 m. paklaidą.

Pirmajam tyrimo metodui panaudota SITL skrydžio imitacijos konfigūracija blokine schema toliau pateikta 3.9 paveiksle. Tyrimui naudojamas APM programinis kodas, kuris siunčia bei priima duomenis naudojant TCP ir UDP

protokolus. Naudojantis TCP protokolu autopiloto programinis kodas skrydžio duomenimis keičiasi su antžemine valdymo stotimi „Mission Planner“.

Taip pat tyrimui panaudota ir papildoma antžeminė valdymo stotis, kurios paskirtis imituojamam lėktuvui skirtų skrydžio komandų perdavimui per komandinės eilutės terminalą naudojant „MAV Proxy“.



**3.9 pav.** Skrydžio imitavimo eksperimento naudojant autopiloto programinę įrangą blokinė schema

**Fig. 3.9.** Software-in-the-Loop simulation setup when using autopilot software

Tyrimui naudojamo skrydžio SITL imitatorius taip pat galėtų būti susietas ir su kita programine įranga naudojant „JSB Sim“ skrydžio dinamikos modelį. Tuo atveju atsiranda papildoma galimybė tirti orlaivio aerodinamikos bei autonominės navigacijos tarpusavio sąveiką. Šiuo atveju tyrime naudojamas integruotas orlaivis, kurio masė – 2,2 kg, sparno mojis – 1,8 m, sparno plotas – 0,47 m<sup>2</sup>.

Tolesni tyrimai atlikti naudojant autopilotą „Pixhawk 2.1“ realių skrydžių metu. Šiems skrydžiams suprojektuotas orlaivis „Antigravity“, pateiktas 3.10 paveiksle. Paruoštas skrydžiams orlaivis yra pavaizduotas (3.10 a pav.), o (3.10 b pav.) yra pateiktas orlaivio projektas kompiuterinės programos „Solidworks“ aplinkoje.

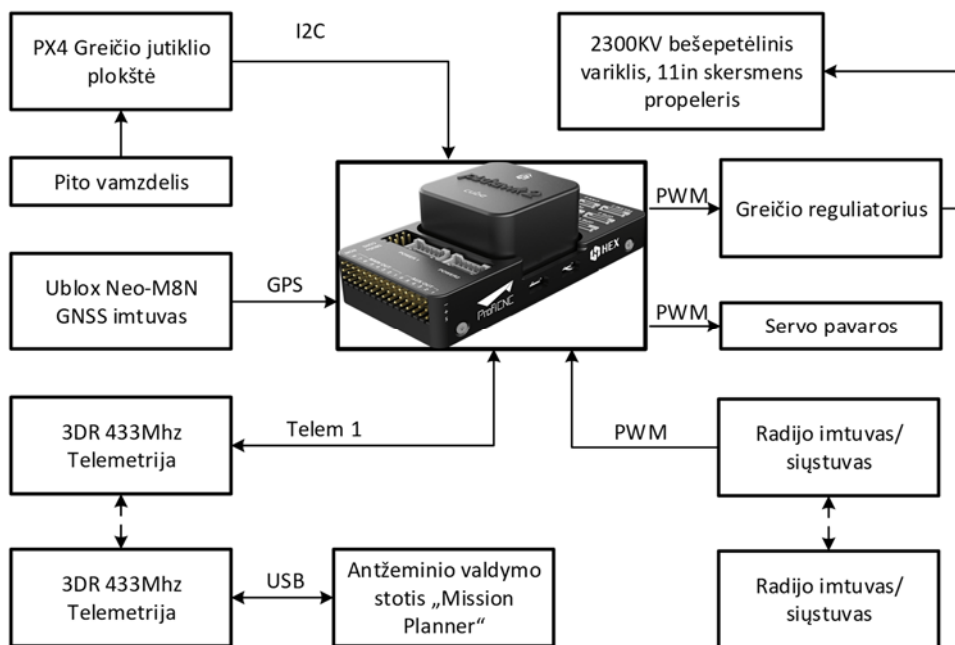
Suprojektuoto orlaivio „Antigravity“ masė yra 1,8 kg, o orlaivio sparnų mojis – 1,6 m. Orlaivio ilgiausias skrydžio laikas, yra apytiksliai 1 h bei 35 min. Ilgiausias skrydžio laikas kinta priklausomai nuo skrydžio sąlygų. Orlaivio didžiausias skrydžio atstumas galėtų siekti apie 30 km.



**3.10 pav.** Tyrimams naudojamas autonominis orlaivis: a) Paruoštas skrydžiams orlaivis; b) „Solidworks“ programinės įrangos orlaivio prototipas

**Fig. 3.10.** Research UAV: a) manufactured unmanned aerial vehicle; b) unmanned aerial vehicle prototype in “Solidworks”

Orlaivio techninės įrangos, kuri naudota tyrimo metu, blokinė schema pateikta 3.11 paveiksle.



**3.11 pav.** Orlaivio tyrimo įrangos blokinė schema  
**Fig. 3.11.** Setup of the aircraft's experimental equipment

Orlaivio autopilotas „Pixhawk 2.1“ naudotas autonominiam skrydžiui atlikti bei navigacinių duomenų įrašymui, kurie vėliau apdoroti „Matlab“ aplinkoje. Prie autopiloto panaudojant I2C bei UART buvo prijungtas orinis greičio jutiklis, GNSS „Ublox Neo-M8N“ imtuvas bei telemetrija „3DR“. Telemetrija naudota skrydžio duomenų stebėjimui realiu laiku šiuos siunčiant į antžeminę valdymo stotį „Mission Planner“. Orlaivio variklio greičio reguliatorius ir servo mechanizmai prijungti naudojant PWM jungtis.

Autopilotas „Pixhawk 2.1“ taip pat aprūpintas inerciniais jutikliais bei mikrovaldikliu, kurių parametrai pateikti 3.5 lentelėje.

**3.5 lentelė.** Pagrindinės autopiloto „Pixhawk 2.1“ techninės specifikacijos

**Table 3.5.** „Pixhawk 2.1“ autopilot technical specifications

Įtaisas	Charakteristikos aprašas
Procesorius	32 bitų STM32F427 Cortex M4 mikrovaldiklis su FPU; 168 MHz; 256 KB RAM; 2 MB Flash atmintis;
Jutikliai	ST Micro L3GD20H 16 bitų giroskopas; ST Micro LSM303D 14 bitų pagreitis / magnetometras; Invensense MPU 6000 3-jų ašių pagreitis/giroskopas; MEAS MS5611 barometrinis jutiklis

Naudojant anksčiau minėtą programinę bei techninę orlaivio įrangą, atlikti eksperimentiniai imitaciniai bei realūs autonominiai skrydžiai. Orlaiviui buvo užduota skrydį vykdyti maršrutu pagal koordinatas, kurios naudotos kliūčių išvengimo procedūrai bei algoritmui sukurti ir yra pateiktos (3.1 lent.) bei (3.2 lent.). Taigi, orlaivio skrydžio misiją sudaro 3 navigaciniai taškai, bei 3 antžeminės koordinatės, kurių padėtys iš anksto yra žinomos.

Atlikus skrydžius ir surinkus navigacinius skrydžio duomenis, jie toliau apdoroti koordinatas konvertuojant iš geodezinės sistemos į plokštuminę ENU (angl. *East-North-Up*) vietos koordinačių sistemą. Konvertavimas atliktas naudojant lygtį (3.37):

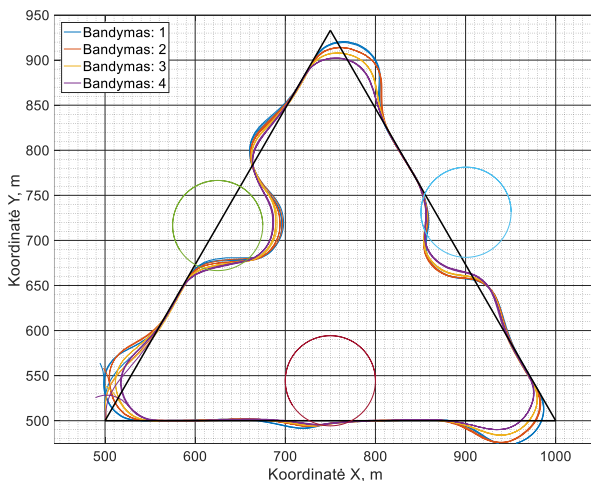
$$\begin{bmatrix} E \\ N \\ U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda_r & \cos \lambda_r & 0 \\ -\sin \phi_r \cos \lambda_r & -\sin \phi_r \sin \lambda_r & \cos \phi_r \\ \cos \phi_r \cos \lambda_r & \cos \phi_r \sin \lambda_r & \sin \phi_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta LON \\ \Delta LAT \\ \Delta ALT \end{bmatrix}, \quad (3.37)$$

čia  $\lambda_r$  – tai atskaitos taško ilguma;  $\phi_r$  – atskaitos taško platumas;  $\Delta LON$ ,  $\Delta LAT$  ir  $\Delta ALT$  žymi orlaivio momentinių padėties koordinačių bei atskaitos koordinačių skirtumą, kuris paverčiamas į plokštuminę koordinačių sistemą  $E$  – rytai;  $N$  – šiaurė;  $U$  – į viršų pagal šios koordinačių sistemos atskaitos tašką (0;0;0).

Turint orlaivio skrydžio koordinates bei antžeminių kliūčių koordinates SI vienetais, toliau juos galime apdoroti „Matlab“ aplinkoje bei nagrinėti kliūčių išvengimo algoritmo tikslumą. Rezultatai pateikti tolesniame skyriuje.

### 3.5. Antžeminių kliūčių išvengimo algoritmo patikimumo vertinimo rezultatai

Pirmausiai buvo atlikti kliūčių išvengimo procedūros bei algoritmo bandymai naudojant SITL (angl. *Software In The Loop Simulation*) skrydžio imitaciją. Orlaivio autopilotą nustačius skrydžiui 15 m/s greičiu bei pagal 3.2 skyriuje pateiktas skrydžio misijos koordinates bei antžeminių skrydžių koordinates (3.1–3.2 lent.), atlikti keturi bandomieji skrydžiai. Kiekvieno bandymo metu skrydžių misija (3.2 lent.) buvo skrendama tris kartus. Skrydžio misija, antžeminių kliūčių ribojamos zonos bei orlaivio trajektorijos koordinatės pateiktos 3.12 paveiksle.



**3.12 pav.** Skrydžio imitacijos eksperimentiniai rezultatai bei koordinatės orlaiviui skrendant 15 m/s greičiu bei naudojant kliūčių išvengimo algoritmą

**Fig. 3.12.** Results of the software in the loop simulation when an unmanned aerial vehicle was flying at 15 m/s and using ground obstacle avoidance algorithm

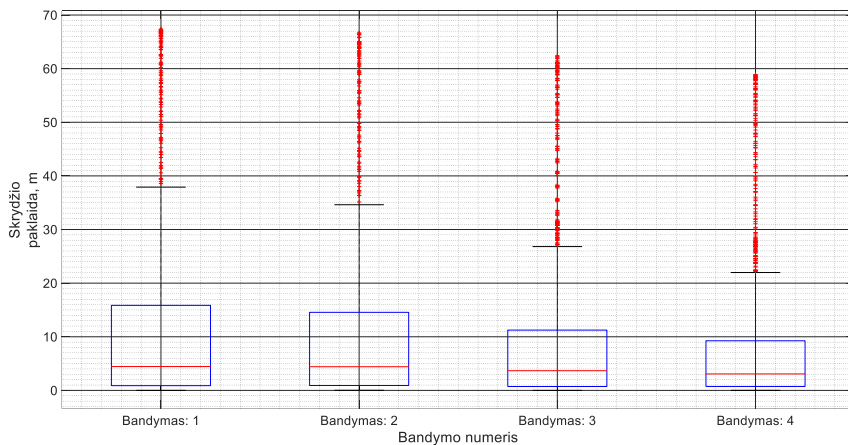
Kaip matyti (3.12 pav.) „ArduPilot“ autopilotas turi papildomą sprendimų priėmimo vėlavimą dėl sistemos techninių resursų pajėgumų, kurie nebuvo įvertinti modeliuojant kliūčių išvengimo algoritmą. Dėl šios priežasties



(3.12 pav.) stebimas papildomas trajektorijos praskridimas ties misijos posūkiu ar pradedant vykdyti kliūtis išvengimo procedūrą. Antžeminių kliūčių 50 m spindulio saugos zonos, kurios pavaizduotos kaip apskritimai (3.12 pav.), buvo pažeistos ir orlaivis nesugebėjo įvykdyti pagal teisinius standartus keliamų reikalavimų skrydžių saugai. Kaip matyti (3.12 pav.), skirtingų bandymų metu orlaivio trajektorijos praskridimo ar antžeminių kliūčių saugos zonos ribos kirtimo atstumai buvo skirtingi. Tai paaiškinama galimybe rankiniu būdu paderinti orlaivio vėlavimą bei reakcijos laiką, bet nė vienu atveju nebuvo gauti teigiami rezultatai.

Visgi, skrydžio metu navigacijos duomenys buvo kaupiami tolesniam apdorojimui bei statistiniam vertinimui, kad būtų galima tiksliau įvertinti gautas skrydžio paklaidas bei skrydžio tikslumą.

Orlaivio momentinė koordinatė buvo lyginama su artimiausia koordinate, kuri priklauso pradinei skrydžio užduočiai (t. y. nevertinant antžeminių kliūčių). Orlaivio deviacija nuo skrydžio maršruto trajektorijos pateikta 3.13 paveiksle.



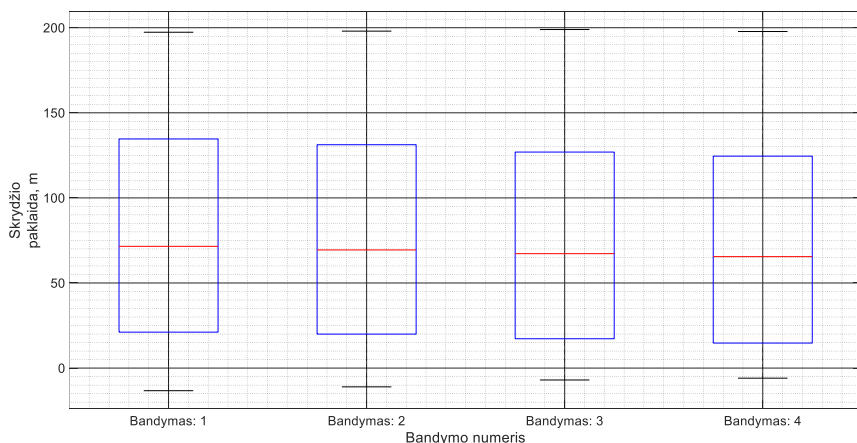
**3.13 pav.** Orlaivio skrydžio trajektorijos deviacija nuo kiekvienu laiko momentu artimiausio skrydžio misijos navigacinio taško

**Fig. 3.13.** Aircraft flight path deviation from the closest point on the flight mission trajectory

Pusę laiko, t.y.  $\approx 50\%$  visų orlaivio išmatuotų koordinatų (skrydžio deviacija) patenka į ribas tarp 0 m ir 3–4,5 m (3.13 pav.). Šie režiai beveik nepriklausė nuo orlaivio valdymo sistemos sprendimo priėmimo laiko derinimo. Kita pusė išmatuotų koordinatų parodo orlaivio skrydžio paklaidą ties posūkio taškais ar vykdant kliūtis išvengimo procedūrą. Šios koordinatės kinta nuo 3–4,5 m iki 22–38 m. Taip pat likutinė dalis koordinatų buvo virš 22–38 m ir siekė 59–67 m. Paskutiniai skaičiai parodo kad orlaivis vykdė kliūtis apskridimo

procedūrą kai yra reikalaujama išlaikyti bent 50 m atstumą nuo antžeminės kliūtis koordinatės. Orlaivio atstumas 59–67 m nuo artimiausio skrydžio misijos taško pagrindžia, kad orlaivio paklaida vykdant antžeminės kliūtis apskridimą galėjo siekti nuo 9 m iki 17 m, o tai arba prailgina skrydžio kelią, arba pažeidžia reikalavimus orlaiviui nepriartėti prie kliūtis daugiau kaip 50 m atstumu.

Siekiant geriau įvertinti buvusią orlaivio savybę išlaikyti saugų 50 m atstumą nuo antžeminės kliūtis, buvo ieškomas atstumas tarp orlaivio momentinės koordinatės bei artimiausios antžeminės kliūtis saugos zonos ribos koordinatės. Šių atstumų statistika pateikta 3.14 paveiksle.



**3.14 pav.** Orlaivio deviacija nuo kiekvienu laiko momentu artimiausio antžeminės kliūtis 50 m saugos zonos ribos taško

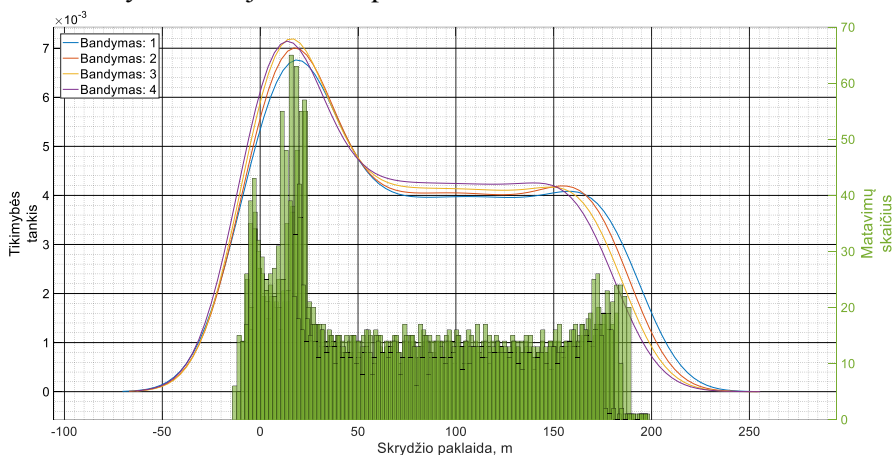
**Fig. 3.14.** Aircraft deviation from the closest point on the ground obstacle 50 m safety boundary

Orlaivis per visus keturis bandymus pažeidė antžeminės kliūtis saugos zoną ir preliminarai galima teigti, kad pirmojo bandymo metu apie 12–14% viso skrydžio laiko orlaivio koordinatė fiksuojama 0–14 m dydžiu pažeidžiant antžeminės kliūtis saugos zoną. Atlikus orlaivio autopiloto sprendimo priėmimo derinimą, antro bandymo metu apie 10–12% viso skrydžio laiko orlaivio koordinatė buvo intervale 0–11 m, trečio bei ketvirto bandymo metu 8–10% skrydžio laiko intervale apytiksliai 0–6 m.

Galime daryti išvadą, kad su autopilotu „ArduPilot“ vykdant autonominį skrydį 15 m/s greičiu galime pasiekti antžeminių kliūčių išvengimo tikslumą pažeidžiant saugos zoną iki 6 m ribose.

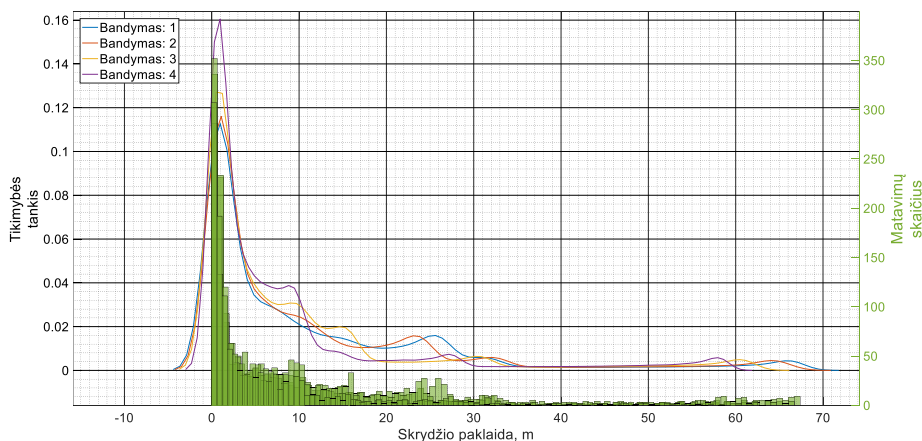
Tie patys statistiniai duomenys dar vertinti skaičiuojant tikimybės tankį skirtingoms skrydžio deviacijos reikšmėms bei pateikiant matavimų skaičių ir jų pasiskirstymą. Tikimybės tankis, kai orlaivio atstumas matuojamas nuo

antžeminės kliūtis saugos zonos ribos pateiktas 3.15 paveiksle, o matuojant nuo užduotos skrydžio misijos – 3.16 paveiksle.



**3.15 pav.** Tikimybės tankis skirtingai skrydžio paklaidai, kai atstumas matuojamas nuo antžeminės kliūtis saugos zonos

**Fig. 3.15.** Probability density for various flight path deviation values when the distance is measured from the ground obstacle 50 m safety boundary



**3.16 pav.** Tikimybės tankis skirtingai skrydžio paklaidai, kai atstumas matuojamas nuo skrydžio misijos trajektorijos

**Fig. 3.16.** Probability density for various flight path deviation values when the distance is measured from the flight mission path

Iš (3.15–3.16 pav.) grafikų matyti, kad didžiausia tikimybė orlaiviui skristi nutolus apie 15–20 m nuo antžeminės kliūtis saugos zonos ribos ir šis tikimybės

tankis buvo apytiksliai  $6,7 \cdot 10^{-3}$ – $7,2 \cdot 10^{-3}$ . Be to, tikimybės tankis, orlaiviui skristi tiksliai ties užduota kelio linija buvo  $5,3 \cdot 10^{-3}$ – $6,0 \cdot 10^{-3}$ . Jei vertinamas tiktais orlaivio atstumas nuo užduotos kelio linijos, nevertinant antžeminių kliūčių apskridimo algoritmo, tikimybės tankis skristi tiksliai būtų 0,15.

Visa kita tyrimo statistinė informacija pateikta 3.6 lentelėje.

**3.6 lentelė.** Autonominio skrydžio tikslumo naudojant kliūčių išvengimo algoritmą statistinė informacija

**Table 3.6.** Statistical data of the autonomous flight accuracy when using the ground obstacle avoidance algorithm

Eksperimento numeris	Statistiniai tyrimo duomenys			
	min, m	maks, m	$\mu$ , m	$\sigma$ , m
1 bandymas	-13,3 (0,0)	197,3 (67,4)	79,2 (11,0)	62,3 (15,0)
2 bandymas	-11,0 (0,0)	197,9 (66,6)	77,1 (10,7)	60,8 (14,7)
3 bandymas	-6,9 (0,0)	198,9 (62,4)	74,6 (9,3)	59,5 (13,7)
4 bandymas	-5,93 (0,0)	197,8 (58,9)	72,7 (8,3)	58,5 (12,9)

Statistiniai duomenys 3.6 lentelėje, parodo koks buvo orlaivio didžiausias, mažiausias bei vidutinis atstumas nuo skrydžio misijos kelio linijos arba antžeminės kliūties saugos zonos 50 m ribos. 3.6 lentelėje taip pat pateikta ir standartinė deviacija. Duomenys, kurie pateikti skliaustuose, atitinka orlaivio padėties paklaidą ją matuojant nuo skrydžio misijos trajektorijos, o šalia esantis skaičius – atstumą nuo kliūties saugos zonos.

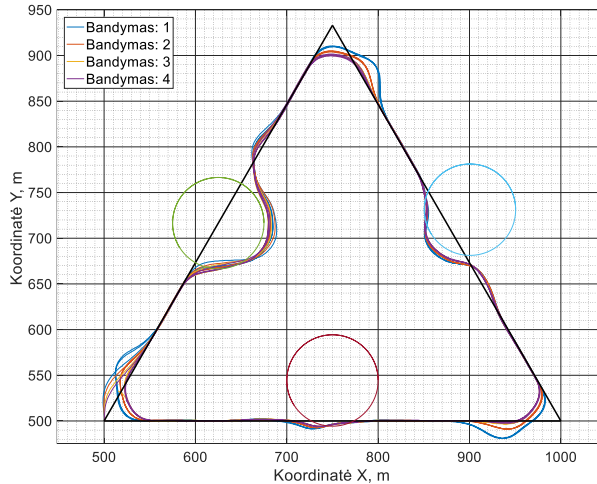
Kiekvieno skrydžio bandymo mažiausias atstumas nuo antžeminės kliūties saugos zonos ribos fiksuotas neigiamas. Tai reiškia, kad orlaivis pažeidė teisinius reikalavimus intervale nuo -13,29 m iki -5,93 m priklausomai nuo skrydžio bandymo.

Dėl šios priežasties bei iš ankstesnių modeliavimo rezultatų žinant, kad orlaivio skrydžio tikslumas atvirkščiai proporcingas skrydžio greičiui, buvo sumažintas orlaivio greitis iki 10 m/s ir bandymai pakartoti. Gautos orlaivio skrydžio trajektorijos pateiktos 3.17 paveiksle.

Orlaivio deviacija nuo skrydžio maršruto trajektorijos kai skrydis buvo vykdomas 10 m/s greičiu yra pateikta 3.18 paveiksle.

Pusę laiko, t. y.  $\approx 50\%$  visų orlaivio išmatuotų koordinačių (skrydžio deviacija) patenka į ribas tarp 0 m ir 2 m (3.18 pav.). Šie režiai taip pat beveik nepriklauso nuo orlaivio valdymo sistemos sprendimo priėmimo laiko derinimo bei yra apie 2 m tikslesnis nei vykdant skrydį 15 m/s greičiu. Kita dalis išmatuotų koordinačių parodo orlaivio skrydžio paklaidą ties posūkio taškais ar vykdant kliūtis išvengimo procedūrą. Šios koordinatės kinta intervale nuo 1–2 m iki 13–23 m. Dėl to sumažėjus skrydžio greičiui navigacijos tikslumas padidėjo intervale nuo 9 m iki 15 m. Taip pat likutinė dalis koordinačių buvo virš

13–23 m ir siekė 57–64 m. Šie rezultatai taip pat parodo, kad orlaivis vykdė skrydį apie antžeminės kliūtis saugos zoną, bet tikslumas buvo geresnis nei kad skrendant 15 m/s greičiu.

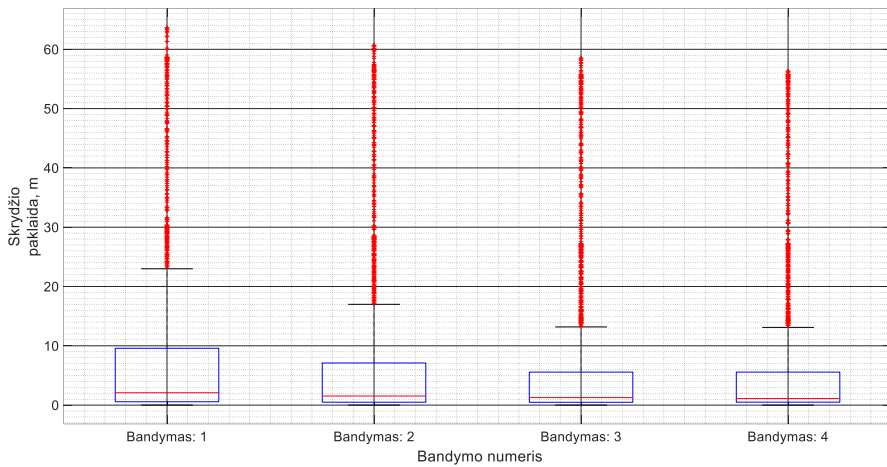


**3.17 pav.** Skrydžio imitacijos eksperimentiniai rezultatai bei koordinatės orlaiviui skrendant 10 m/s greičiu bei naudojant kliūčių išvengimo algoritmą

**Fig. 3.17.** Results of the software in the loop simulation when an unmanned aerial vehicle was flying at 10 m/s and using ground obstacle avoidance algorithm

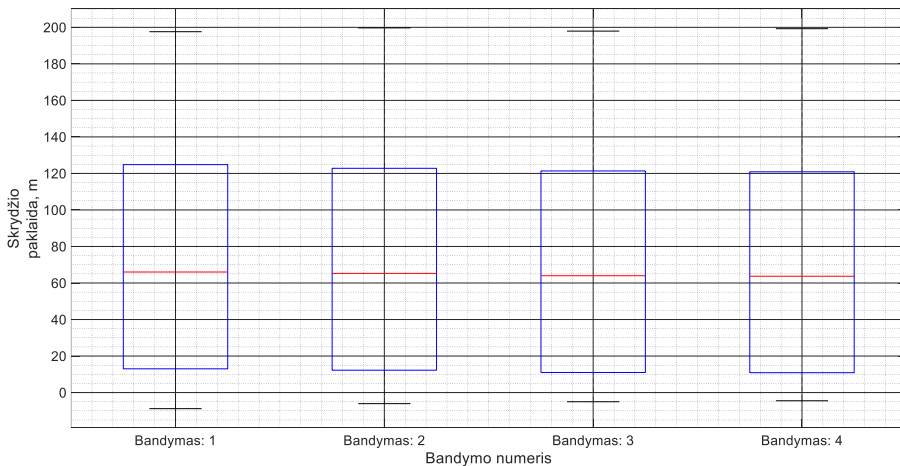
Orlaivio antžeminės kliūtis apskridimo statistika pateikta 3.19 paveiksle. Navigaciniai duomenys vertinti analogiškai anksčiau atliktam tyrimui, tik šį kartą orlaivio skrydžio greitis buvo 10 m/s.

Iš (3.19 pav.) rezultatų matyti, kad orlaivis pažeidė saugos zoną intervale iki 5–9 m. Šie pažeidimai fiksuoti apytiksliai nuo 6% iki 9% viso skrydžio laiko su prielaida, kad matavimai iki vertės, kai orlaivio skrydžio atstumas nuo antžeminės kliūtis saugos zonos yra apie 10–13 m, yra pasiskirstę tolygiai. Tikėtina jog didesnė dalis matavimų yra teigiamų skaičių intervale (pateikti 3.20 paveiksle), dėl to pažeidimų procentinį skaičių reiktų sumažinti bent 3 kartus (3.20 pav.) ir šis siektų 2–3% skrydžio trukmės.



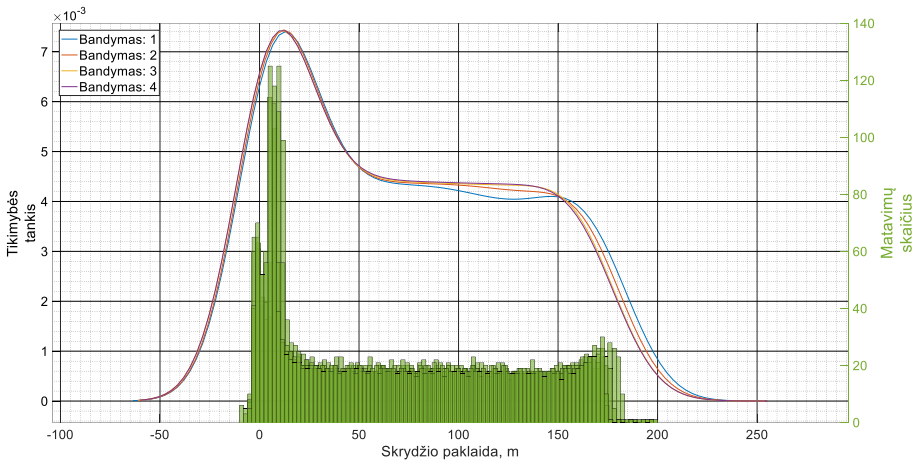
**3.18 pav.** Orlaivio deviacija nuo kiekvienu laiko momentu artimiausio skrydžio misijos navigacinio taško

**Fig. 3.18.** Aircraft deviation from the closest point on the flight mission path



**3.19 pav.** Orlaivio skrydžio kelio linijos nuokrypis nuo artimiausio antžeminės kliūties 50 m saugos zonos ribos taško

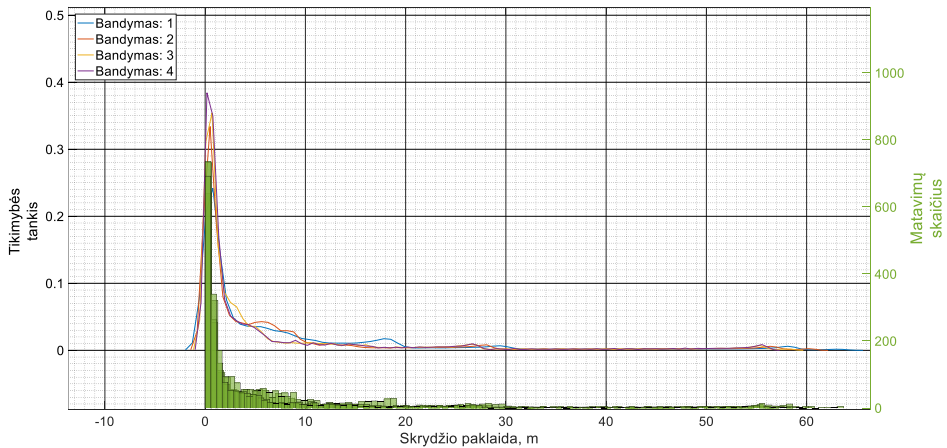
**Fig. 3.19.** Aircraft deviation from the closest point on the ground obstacle 50 m safety boundary



**3.20 pav.** Tikimybės tankis skirtingai skrydžio paklaidai kai atstumas matuojamas nuo antžeminės kliūties 50 m saugos zonos

**Fig. 3.20.** Probability density for various flight path deviation values when the distance is measured from the ground obstacle 50 m safety boundary

Pagal duomenis (3.20 pav.) taip pat galime spręsti, kad orlaivio matavimų pasiskirstymas pagal šio atstumą nuo antžeminės kliūties saugos zonos ribos yra tolygus ir siekia apie 20 matavimų kiekvienam atstumui.



**3.21 pav.** Tikimybės tankis skirtingai skrydžio paklaidai, kai atstumas matuojamas nuo skrydžio misijos trajektorijos

**Fig. 3.21.** Probability density for various flight path deviation values when the distance is measured from the flight mission path

Visgi, matavimų pasiskirstymas neigiamoms vertėms – kai orlaivis kirta saugos zoną, yra mažesnis bei siekia apie 5–9 matavimus. Matavimų skaičius didžiausias išlieka ties 0 m nuokrypio riba arba kai orlaivis yra arti antžeminės kliūties saugos zonos, bet jos ribų nepažeidžia.

Tikimybės tankis, kad orlaivis skris tiksliai ties antžeminės kliūties saugos zona būtų apytiksliai  $6,5 \cdot 10^{-3}$ , o didžiausia tikimybė orlaiviui siekė apytiksliai  $7,4 \cdot 10^{-3}$  kai orlaivis skrenda atstumu apie 10–15 m nuo antžeminės kliūties saugos zonos.

Jei vertintume tik orlaivio deviaciją nuo skrydžio misijos kelio linijos, tuomet tikimybė tankis išlieka didžiausias, kad orlaivis skris tiksliai ar su labai nedidele paklaida bei siekia apie 0,35–0,38.

Kita tyrimo statistinė informacija pateikta 3.7 lentelėje.

**3.7 lentelė.** Autonominio skrydžio tikslumo naudojant kliūčių išvengimo algoritmą statistinė informacija

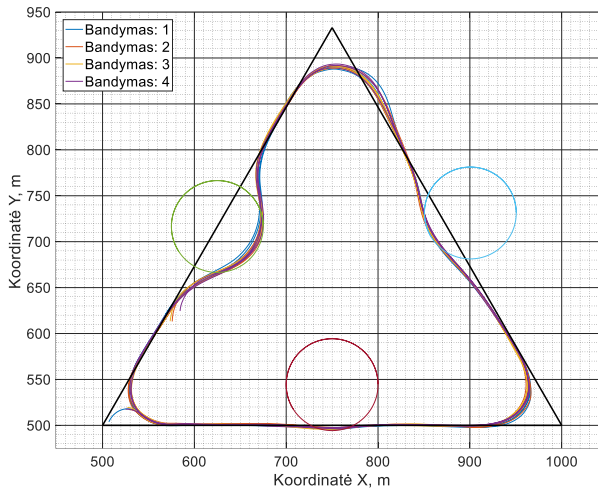
**Table 3.7.** Statistical data of the autonomous flight accuracy when using the ground obstacle avoidance algorithm

Eksperimento numeris	Statistiniai tyrimo duomenys			
	min, m.	maks, m	$\mu$ , m	$\sigma$ , m
1 bandymas	-8,8 (0,0)	197,6 (63,7)	73,4 (8,2)	59,0 (13,2)
2 bandymas	-6,1 (0,0)	199,7 (60,7)	71,9 (7,3)	58,0 (12,8)
3 bandymas	-5,0 (0,0)	197,9 (58,5)	70,7 (6,8)	57,4 (12,5)
4 bandymas	-4,5 (0,0)	199,3 (56,3)	70,5 (6,7)	57,3 (12,5)

Statistiniai duomenys (3.7 lent.) rodo visų keturių bandymų, kai orlaivis autonominį skrydį vykdė 10 m/s greičiu mažiausias, didžiausias bei vidutinės skrydžio trajektorijos deviacijos ar atstumo nuo antžeminės kliūties zonos vertes. (3.7 lent.) taip pat pateikta standartinė variacija. Duomenys skliaustuose atitinka matavimus nuo skrydžio misijos trajektorijos, o kiti duomenys – atstumas nuo artimiausios kliūties saugos zonos ribos. Pagal 3.7 lentelėje pateiktus duomenis matyti, kad visais atvejais orlaivis pažeidė antžeminės kliūties saugos zonos ribas ir didžiausias pažeidimas siekė nuo -4,49 m iki 8,81 m. Tai neatitinka keliamų saugos reikalavimų autonominiams orlaiviams.

Siekiant nustatyti ar SITL būdu gauti rezultatai yra teisingi, reikia įvertinti skirtumus tarp autopilotų „ArduPilot“ bei „Pixhawk 2.1“. Tyrimas buvo pakartotas vykdant realius skrydžius autopilotu „Pixhawk 2.1“. Žinant, kad šis autopilotas turi daugiau skaičiavimo išteklių, eliminuojamas vėlavimas, kuris nėra vertintas modeliuojant kliūčių vengimo algoritmą. Šių skrydžių trajektorijos pateiktos 3.22 paveiksle.





**3.22 pav.** Skrydžio naudojant autopilotą „Pixhawk 2.1“ rezultatai bei koordinatės orlaiviui skrendant 12 m/s greičiu bei naudojant kliūčių išvengimo algoritmą

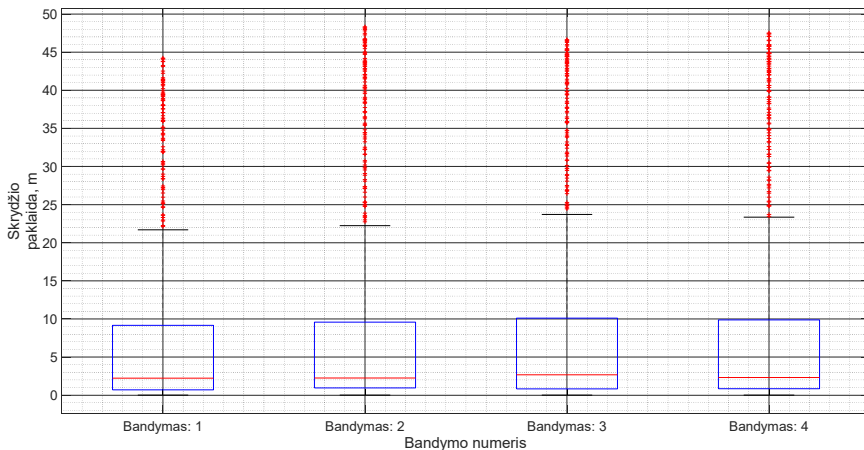
**Fig. 3.22.** Results of the real flights with a “Pixhawk 2.1” autopilot when an unmanned aerial vehicle was flying at 12 m/s and using ground obstacle avoidance algorithm

Matyti, kad (3.22 pav.) orlaivio skrydžio trajektorijos yra tolygios ir orlaivis tvarkingai apskrenda antžemines kliūtis išlaikydamas saugų reikalaujamą atstumą. Visgi, atliekant tyrimą nebuvo įmanoma išvengti išorinių veiksnių poveikio skrydžio tikslumui. Gauti rezultatai yra pučiant 2–3 m/s pietvakarių krypties vėjui. Vėjo poveikis skrydžio tikslumui atsispindi ties antruoju skrydžio misijos posūkiu (750; 933). Stebima, kad orlaivis praskrenda kelio liniją, nes atliekant posūkį vėjo kryptis yra palanki ir padidina orlaivio greitį žemės atžvilgiu. Ties likusiais dviem posūkiais orlaivis kurso keitimą atlieka tvarkingai, nes vėjo kryptis yra nepalanki – priešinga skrydžio kryptčiai.

Visi realaus skrydžio bandymai atlikti su autopilotu „Pixhawk 2.1“, kurio vėlavimas nėra derinamas bei visai nejaučiamas dėl pakankamų skaičiavimų išteklių. Taigi visų keturių bandymų rezultatai yra labai panašūs, o skirtumams įtakos galėjo turėti atsitiktinės klaidos, vėjo greičio bei krypties ir GNSS imtuvo signalo ar išmatuotų koordinatų tikslumo kitimas.

Gautų rezultatų statistiniai duomenys pateikti 3.23 paveiksle. (3.23 pav.) grafike matyti, kad orlaivio skrydžio deviacija yra intervale apytiksliai 0–24 m kai ši paklaida atsiranda dėl kurso keitimo ties skrydžio misijos taškais. Likutiniai vienetiniai matavimai fiksuojami, kai orlaivio deviacija siekia iki 45–48 m. Tai yra dėl to, kad orlaivis vykdo kliūčių išvengimo algoritmą. Visgi,

$\approx 50\%$  visų matavimų buvo intervale 0–3 m, o tai yra pakankamai didelis skrydžio tikslumas jei orlaivis vykdo skrydį tiesia atkarpa.



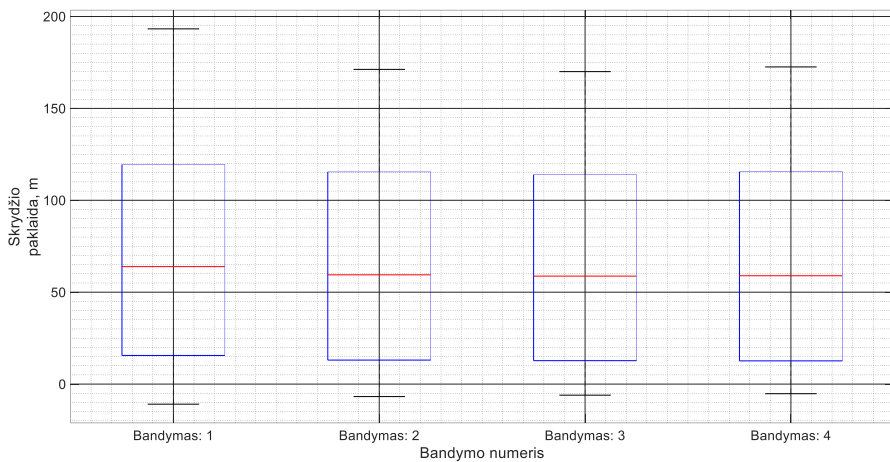
**3.23 pav.** Orlaivio deviacija nuo kiekvienu laiko momentu artimiausio skrydžio misijos navigacinio taško

**Fig. 3.23.** Aircraft deviation from the closest point on the flight mission path

Orlaivio atstumo nuo antžeminių kliūčių saugos zonos statistika pateikta 3.24 paveiksle, kuriame galima pastebėti, kad orlaivis pažeidė antžeminių kliūčių saugos zoną ją kirsdamas atstumu vidutiniškai iki 6 m. Pirmasis realių skrydžių bandymas buvo mažiausiai tikslus. Tikėtina, kad šie matavimų duomenys mažiau tikslūs dėl GNSS imtuvo įtakos – matuojamos koordinatės tik įjungus įrangą yra mažiau tikslūs.

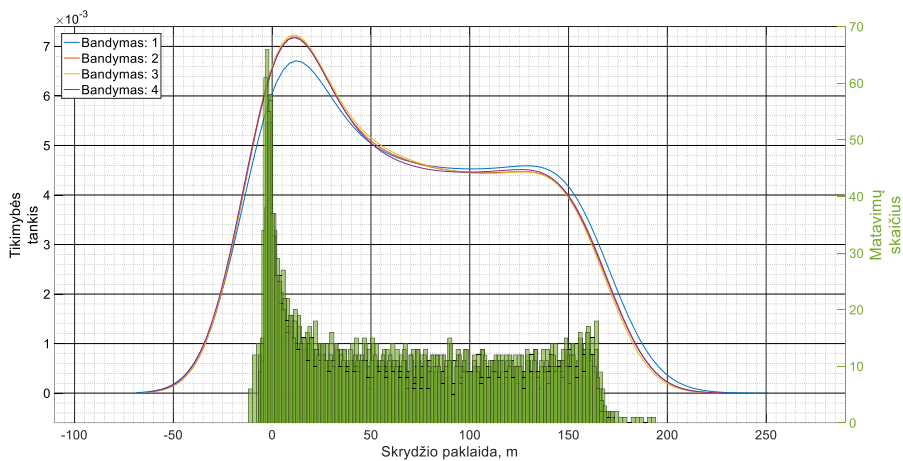
Taip pat, kaip ir SITL tyrimams, sudaryti matavimų pasiskirstymo bei tikimybės tankio grafikai. Matavimų skirstinys bei tikimybės tankis, kai matuojama orlaivio skrydžio deviacija nuo misijos maršruto pateikta 3.25 paveiksle. Iš (3.25 pav.) grafiko matyti, kad didžiausias tikimybės tankis yra fiksuojamas, jei orlaivio deviacija siekia apie 12 m bei yra apytiksliai  $6,8 \cdot 10^{-3}$ – $7,2 \cdot 10^{-3}$  intervale. Pagal matavimų skirstinį, daugiausiai matavimų fiksuojama, kai orlaivio deviacija yra apie 0 m – orlaivis skrenda tiksliai arba su labai nedidele paklaida. Tikimybės tankis, kad orlaivis skris tiksliai siekia  $6,0 \cdot 10^{-3}$ – $6,5 \cdot 10^{-3}$ .

Jei matuotume orlaivio skrydžio tikslumą nuo skrydžio misijos trajektorijos orlaiviui naudojant antžeminių kliūčių apskridimo algoritmą, tikimybės tankis, kad orlaivis skris tiksliai siekia apytiksliai 0,18. Didžiausias tikimybės tankis fiksuojamas – kai deviacija yra apie 1–2 m bei yra apytiksliai 2,2 kaip pateikta 3.26 paveiksle.



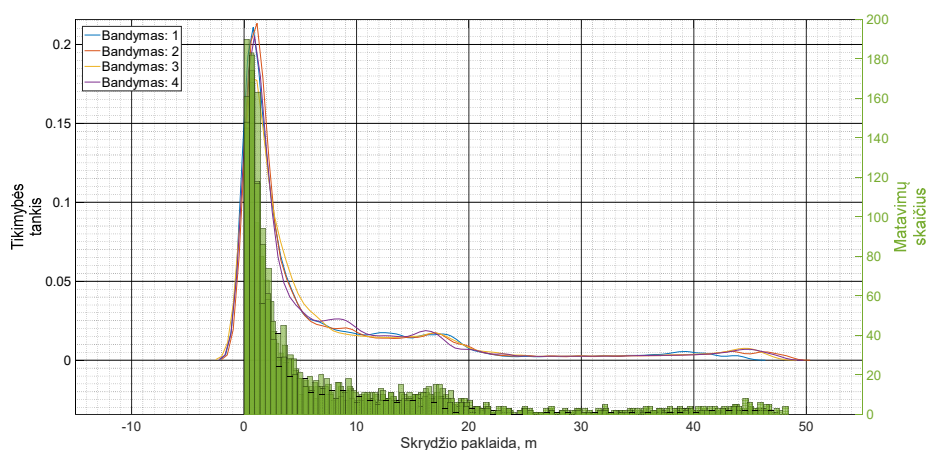
**3.24 pav.** Orlaivio deviacija nuo kiekvienu laiko momentu artimiausio antžeminės kliūtis 50 m saugos zonos ribos taško

**Fig. 3.24.** Aircraft deviation from the closest point on the ground obstacle 50 m safety boundary



**3.25 pav.** Tikimybės tankis skirtingai skrydžio paklaidai kai atstumas matuojamas nuo antžeminės kliūtis 50 m saugos zonos

**Fig. 3.25.** Probability density for various flight path deviation values when the distance is measured from the ground obstacle 50 m safety boundary



**3.26 pav.** Tikimybės tankis skirtingai skrydžio paklaidai kai atstumas matuojamas nuo skrydžio misijos trajektorijos

**Fig. 3.26.** Probability density for various flight path deviation values when the distance is measured from the flight mission path

Kiti statistiniai duomenys, kurie atspindi realių tyrimų rezultatus yra pateikti 3.8 lentelėje.

**3.8 lentelė.** Autonominio skrydžio tikslumo naudojant kliūčių išvengimo algoritmą statistinė informacija

**Table 3.8.** Statistical data of the autonomous flight accuracy when using the ground obstacle avoidance algorithm

Eksperimento numeris	Statistiniai tyrimo duomenys			
	min, m	maks, m	$\mu$ , m	$\sigma$ , m
1 bandymas	-10,9 (0,0)	193,3 (44,2)	69,5 (6,7)	55,9 (9,5)
2 bandymas	-6,8 (0,0)	171,2 (48,3)	66,6 (7,4)	54,9 (10,8)
3 bandymas	-5,2 (0,0)	170,0 (46,6)	65,8 (7,6)	55,6 (10,8)
4 bandymas	-3,1 (0,0)	172,6 (47,5)	66,3 (7,5)	55,0 (10,9)

Iš duomenų, pateiktų 3.8 lentelėje, yra matyti, kad orlaivis visų bandymų metu kirto antžeminės kliūties saugos zonos ribą. Pirmo bandymo metu šis dydis siekė 10,93 m ir palaipsniui mažėjo iki 3,14. Ši tendencija galima dėl to, kad ilgiau matuojant koordinates GNSS imtuvu, jo matuotų koordinatų tikslumas pagerėjo.

Visgi, jei palygintume rezultatus esančius 3.8 lentelėje su GNSS imtuvo parametrais, kurie pateikti 3.4 lentelėje, galime daryti išvadą, kad GNSS imtuvas turi nemažą įtaką naujai sukurto algoritmo tikslumui. Pagal 3.4 lentelėje pateiktus duomenis yra žinoma, kad naudoto imtuvo tikslumas yra vos 2,5 m ir tai yra

statinės būsenos tikslumas, kai duomenys renkami 24 valandas. Skrydžio metu vykstant dinaminiam judėjimui bei koordinatės matuojant vos keletą ar kelias dešimti minučių GNSS imtuvo paklaida ženkliai išauga. Dėl šios priežasties eliminavus GNSS imtuvo matavimų paklaidą bei vėjo įtakos veiksnius, galima tvirtinti, kad sukurtas kliūčių išvengimo algoritmas bei autonominio skrydžio procedūra gali būti taikoma bepiločių orlaivių automatizavimo tobulinimui.

### 3.6. Trečiojo skyriaus išvados

1. Remiantis sudarytu antžeminių kliūčių apskridimo matematiniu modeliu gautais eksperimentinių bei imitacinių skrydžių tyrimų rezultatais nustatyta, kad sukurta metodika bei kliūčių išvengimo algoritmas gali būti taikomi siekiant didinti nedidelių autonominių orlaivių autonomiją.
2. Nustatyta, kad orlaiviui skrendant greičiu 15 m/s, antžeminės kliūties saugos zonos pažeidimas svyruoja 5,93–13,29 m intervale ir priklauso nuo skrydžio greičio. Skrydžio greitį sumažinus iki 10 m/s, kliūties saugos zonos pažeidimas sumažėja iki 4,49–8,81 m.
3. Įvertinta, kad naudojant „ArduPilot“ autopilotą bei jo programinę įrangą fiksuojamas per didelis valdymo sistemos sprendimo priėmimo uždelimas ( $\approx 1\text{--}2$  s), kurio nėra jei skrydis vykdomas autopilotu „Pixhawk 2.1“. Jei fiksuojamas sprendimo priėmimo uždelimas, skrydžio trajektorija neatitinka aprašytos pagal naujai sudarytą skrydžio metodiką.
4. Nustatyta, kad gautos skrydžio trajektorijos atitinka sukurta antžeminių kliūčių išvengimo algoritmą, jeigu skrydžiai vykdomi autopilotu „Pixhawk 2.1“, bet stebimi 3,14–10,93 m antžeminės kliūties zonos pažeidimai.
5. Nustatyta, kad teorinės naudoto GNSS imtuvo koordinačių matavimo paklaidos yra didesnės nei tyrimo metu gauti antžeminės kliūties saugos zonos 3,14–10,93 m pažeidimo dydžiai. Dėl šios priežasties, siekiant sumažinti antžeminių kliūčių saugos zonų pažeidimus, yra būtini papildomi tyrimai, kuriais nustatomas matuojamų navigacinių koordinačių tikslumas.



---

## Bendrosios išvados

1. Nustatyta, kad siekiant autonominius orlaivius integruoti į bendrąją oro erdvę nėra pakankamai išsamiai išnagrinėta orlaivio skrydžio tikslumo bei autonominio skrydžio algoritmų tarpusavio priklausomybė. Šiuo metu naudojami navigacijos algoritmai neatitinka šių orlaivių skrydžių tikslumui keliamų teisinių reikalavimų.
2. Sudarytas nedidelio autonominio orlaivio skrydžio navigacijos algoritmų matematinis modelis gali būti naudojamas skaitinei duomenų bazei kaupti kai nėra vertinami aerodinamikos, jutiklių bei išorinių veiksnių poveikis navigacijos tikslumui.
3. Atlikta veiksnių, turinčių autonominio skrydžio tikslumui analizę ir vertinimas, kurio metu nustatyta, kad orlaivio skrydžio tikslumas labiausiai priklauso nuo pasirinkto kurso keitimo algoritmo bei skrydžio greičio. Kiti veiksniai skrydžio tikslumui yra mažiau svarbūs.
4. Įvertinta, kad skrydžio kurso keitimo algoritmas, kuris būtų pritaikomas visoms skrydžio sąlygoms, o skrydžio misijos ar kurso keitimo kampo vidutinės nuokrypio nuo kelio linijos paklaidos būtų  $\approx 0$  m, tyrimo metu nerastas. Visgi, autonominio orlaivio skrydžio trajektorija yra tikslesnė ir tinkama tolesniam orlaivio skrydžio autonomiškumo tobulinimui jei naudojama Dubinso algoritmo metodika.

5. Nustatyta, kad sudarytas matematinis modelis bei autonominės navigacijos algoritmas užtikrina tikslų bei saugų antžeminių kliūčių apskridimą  $\approx 50$  m spinduliu eliminavus GNSS imtuvo netikslumą, kuris siekia iki  $\pm 10$  m arba padidinus antžeminės kliūties saugos zoną iki  $\approx 60$  m.
6. Skrydžio imitacinių tyrimų bei bandomųjų skrydžių metu nustatyta, kad sudarytas algoritmas gali būti tinkamai naudojamas (užtikrinti saugų autonominį skrydį) tik su pakankamai aukštos spartos autopiloto įranga, kurios sprendimo priėmimo gaisaties trukmė ne didesnė kaip 1 s.

### **Tolesnių tyrimų kryptys šios disertacijos tematika:**

1. Dubinsio kreivėmis paremtų skrydžio trajektorijų generavimas panaudojant orlaivio autopiloto kompiuterinę įrangą arba papildomą skrydžio metu naudojamą mikrovaldiklį.
2. Kliūčių aptikimo procedūros autonominiams lėktuvams kūrimas.
3. Kliūčių aptikimo procedūros apjungimas su kliūčių apskridimo procedūra.
4. Autonominės kliūčių išvengimo procedūros tikslumo vertinimas naudojant skirtingomis aerodinaminėmis charakteristikomis pasižyminčius orlaivius.
5. GNSS imtuvų bei skirtingų autopilotų įrangos skirtumų įtakos skrydžio tikslumui pagal sukurtą skrydžio aplink antžemines kliūtis detalus vertinimas ir analizė.



---

## Literatūra ir šaltiniai

- Abbeel, P., Coates, A., & Ng, A. Y. 2010. Autonomous helicopter aerobatics through apprenticeship learning. *International Journal of Robotics Research*, 29(13): 1608–1639.
- Abdulla, A., Moreno, F. M., Javier, L., Jos, S., De Escalera, A., Nieva, A., Garc, F., & Mart, D. 2017. VBII-UAV: vision-based infrastructure inspection-UAV. *Recent Advances in Information Systems and Technologies*, 571, 221–231.
- Agrawal, P., Ratnoo, A., & Ghose, D. 2017. Inverse optical flow based guidance for UAV navigation through urban canyons. *Aerospace Science and Technology*, 68, 163–178.
- Aguilar W., Casalglla V., & Pólit J. 2017. Obstacle Avoidance Based-Visual Navigation for Micro Aerial Vehicles. *Electronics* 6(1): 10.
- Al-Kaff A., García F., Martín D., & Escalera A. D. 2017. Obstacle Detection and Avoidance System Based on Monocular Camera and Size Expansion Algorithm for UAVs. *Sensors*.
- Amidi, O., Kanade, T., & Fujita, K. 1999. A visual odometer for autonomous helicopter flight. *Robotics and Autonomous Systems*, 28(2), 185–193.
- Andert, F., & Adolf, F. 2009. Online world modeling and path planning for an unmanned helicopter. *Autonomous Robots*, 27: 147–164.
- Arya, S. R., Ashokkumar, C. R., & Arya, H. 2016. Gamma and velocity tracking for UAV obstacle avoidance in pitch plane. *Proceedings of the 2016*, 362–368.

Babel, L. 2017. Curvature-constrained traveling salesman tours for aerial surveillance in scenarios with obstacles. *European Journal of Operational Research*, 2017, 262: 335–346.

Bakolas, E., & Tsiotras, P. 2011. Optimal Synthesis of the Asymmetric Sinistral/Dextral Markov-Dubins Problem. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 2011, 150: 233–250.

Bakolas, E., & Tsiotras, P. 2013. Optimal Synthesis of the Zermelo-Markov-Dubins Problem in a Constant Drift Field. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 2013, 156: 469–492.

Beard, R. W., Ferrin J., & Humpherys J. 2014. Fixed wing UAV path following in wind with input constraints. *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 22(6): 2103–2117.

Bencatel, R., Sousa, J.T., & Girard, A. 2013. Atmospheric flow field models applicable for aircraft endurance extension. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 61, 1–25.

Bergerman, M., Amidi, O., Miller, J., Vallidis, N., & Dudek, T. 2007. Cascaded position and heading control of a robotic helicopter. *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 135–140.

Bisgaard, M., Cour-Harbo, A., & Bendtsen, J. D. 2010. Adaptive control system for autonomous helicopters slung load operations. *Control Engineering Practice*, 18: 800–811.

Blyenburgh, P. V. 2006. UAV systems: global review, preliminary study on integration of unmanned aerial vehicles into future air traffic management. *Avionics '06 conference*.

Bristeau, P., Dorveaux, E., Vissiere, D., & Petit, N. 2010. Hardware and software architecture for state estimation on an experimental low-cost small-scaled helicopter. *Control Engineering Practice*, 18: 733–746.

Buskey, G., Wyeth, G., & Roberts, J. 2001. Autonomous helicopter hover using an artificial neural network. In *Proceedings of the IEEE Conference on Robotics and Automation*, pp. 1635–1640.

CAA. 2017. Įsakymas dėl civilinės aviacijos administracijos direktoriaus 2014 m. sausio 23 d. įsakymo nr. 4r-17 „dėl bepiločių orlaivių naudojimo taisyklių patvirtinimo“ pakeitimo.

Capello E., Guglieri G., & Ristorto G. 2017. Guidance and control algorithms for mini UAV autopilots. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 89(1): 133–144.

Chang, A. J., Brazil, M., Rubinstein, J. H., & Thomas, D. A. Optimal curvature-constrained paths for general directional-cost functions. *Optimization and Engineering*, 14: 395–416.

Chaffaut, C., Defay, F., Burlion, L., & De Plinval, H. 2016. UAV obstacle avoidance scheme using an output to input saturation transformation technique. *Proceedings of the 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 227–234.

Chen, H., Chang, K., & Agate, C. S. 2013. UAV path planning with tangent-plus-lyapunov vector field guidance and obstacle avoidance. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 49: 840–856.

Christophersen, H., Pickell, W., Neidhoefer, J., Koller, A., Kannan, S., & Johnson, E. 2006. A compact guidance, navigation, and control system for unmanned aerial vehicles. *AIAA Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 3: 187–213.

Claesson, A., Fredman, D., Svensson, L., Ringh, M., Hollenberg, J., Nordberg, P., Rosenqvist, M., Djarv, T., Österberg, S., & Lennartsson, J. 2016. Unmanned aerial vehicles (drones) in out-of-hospital-cardiac-arrest. *Scandinavian Journal of Trauma, Resuscitation and Emergency Medicine*, 24: 124.

Clough, B. 2002. Metrics, schematics! How do you track a UAV's autonomy? *Proceedings of the AIAA 1st Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles*.

Conte, G., & Doherty, P. 2009. Vision-based unmanned aerial vehicle navigation using geo-referenced information. *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*, 2009(10), 1–18.

Culligan, K., Valenti, M., Kuwata, Y., & How, J. P. 2007. Three-dimensional flight experiments using on-line mixed-integer linear programming trajectory optimization. *Proceedings of the IEEE American Control Conference*, 5322–5327.

Dalamagkidis, K., Valavanis, K. P., & Piegł, L. 2012. On Integrating Unmanned Aircraft Systems into the National Airspace System: Issues, Challenges, Operational Restrictions, Certification, and Recommendations. *Intelligent Systems, Control and Automation: Science and Engineering*, vol. 36, 2nd ed.

Dierks, T., & Jagannathan, S. 2010. Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 21(1), 50–66.

Etkin, B. 2005. *Dynamics of Atmospheric Flight*, Dover, Mineola.

Flores, G., Lugo-Cardenas, I., & Lozano, R. 2013. A nonlinear path-following strategy for a fixed-wing MAV. *Proceedings of the 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 1014–1021.

Gadewadikar, J., Lewis, F. L., Subbarao, K., & Chen, B. M. 2008. Structured H command and control-loop design for unmanned helicopters. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 31(4), 1093–1102.

Gageik, N., Benz, P., & Montenegro, S. 2015. Obstacle detection and collision avoidance for a UAV with complementary low-cost sensors. *IEEE Access* 2015, 3: 599–609.

Garcia, R., & Valavanis, K. 2009. The implementation of an autonomous helicopter testbed. *Journal of Intelligent and Robotics Systems*, 54: 423–454.

Gavrilets, V., Mettler, B., & Feron, E. 2004. Human-inspired control logic for automated maneuvering of miniature helicopter. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(5), 752–759.

Gillula, J. H., Hoffmann, G. M., Huang, H., Vitus, M. P., & Tomlin, C.J. 2011. Applications of hybrid reachability analysis to robotic aerial vehicles. *International Journal of Robotics Research*, 30(3), 335–354.

Goerzen, C., Kong, Z., & Mettler, B. 2010. A survey of motion planning algorithms from the perspective of autonomous UAV guidance. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 57: 65–100.

Ground, A., & Uav, V. 2016. A Hybrid Path Planning Method in Unmanned Air/Ground Vehicle (UAV/UGV) Cooperative Systems. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 65: 9585–9596.

Guenard, N., Hamel, T., & Mahony, R. 2008. A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle. *IEEE Transactions on Robotics*, 24(2), 331–340.

Habib, M., Chang, S., Quimby, P. W., Jackson, K., & Cummings, M. L. 2011. Wind Gust Alerting for Supervisory Control of a Micro Aerial Vehicle. Cambridge: MIT, 1-7.

Harrington, A. 2015. Who controls the drones? *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 10: 80–83.

He, Y. Q., & Han, J. D. 2010. Acceleration-feedback-enhanced robust control of an unmanned helicopter. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 33(4): 1236–1250.

Herisse, B., Hamel, T., Mahony, R. E., & Russotto, F. X. 2010. A terrain-following control approach for a VTOL unmanned aerial vehicle using average optical flow. *Autonomous Robots*, 29(3), 381–399.

Herlik, E. 2010. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for commercial applications global market & technologies outlook 2011–2016. *Technical report, Market Intrel Group LLC*, 10–15.

Hlas, M., & Straub, J. 2016. Autonomous navigation and control of unmanned aerial systems in the national airspace. *Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference, Big Sky*, pp. 1–7.

Hota, S., & Ghose, D. 2014. Time-optimal convergence to a rectilinear path in the presence of wind. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74: 791–815.

How, J., Bethke, B., Frank, A., Dale, D., & Vian, J. 2008. Real-time indoor autonomous vehicle test environment. *IEEE Control Systems Magazine*, 28(2), 51–64.

Johnson, E., & Kannan, S. 2005. Adaptive trajectory control for autonomous helicopters. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(3), 524–538.

Kanade, T., Amidi, O., & Ke, Q. 2004. Real-time and 3d vision for autonomous small and micro air vehicles. *Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control*, pp. 1655–1662.

Kendoul, F., Fantoni, I., & Nonami, K. 2009. Optic flow-based vision system for autonomous 3D localization and control of small aerial vehicles. *Robotics and Autonomous Systems*, 57: 591–602.

Kendoul, F., Yu, Z., & Nonami, K. 2010. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of mini rotorcraft unmanned aerial vehicles. *Journal of Field Robotics*, 27(3): 311–334.

Kondroška V. 2012. Development of methodology for the formation of regional airspace blocks according to traffic flows. Doctoral dissertation. Vilnius: 2012.

Kroonenberg, A., Martin, T., Bushmann, M., Bange, J., & Vorsmann, P. 2008. Measuring the Wind Vector Using the Autonomous Mini Aerial Vehicle M2AV. *American Meteorological Society*, 1969–1982.

Kwon, J. W., Seo, J., & Kim, J. H. 2014. Multi-UAV-based stereo vision system without GPS for ground obstacle mapping to assist path planning of UGV. *Electronics Letters*, 50: 1431–1432.

Kyriyrtsis, S., Antonopoulos, A., Chaniarakis, T., Stefanakis, E., Linardos, C., Tripolitsiotis, A., & Partsinevelos, P. 2016. Towards autonomous modular UAV missions: The detection, geo-location and landing paradigm. *Sensors*, 16.

La Civita, M., Papageorgiou, G., Messner, W.C., & Kanade, T. 2006. Design and flight testing of an H $\infty$  controller for a robotic helicopter. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 29(2), 485–494.

Lai, S., Wang, K., Qin, H., Cui, J.Q., & Chen, B.M. 2016. A robust online path planning approach in cluttered environments for micro rotorcraft drones. *Control Theory and Technology*, 14: 83–96.

Lin, Y., & Saripalli, S. 2017. Sampling-Based Path Planning for UAV Collision Avoidance. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 1–14.

Liu, C., Liu, J., Song, Y., & Liang, H. 2017. A novel system for correction of relative angular displacement between airborne platform and UAV in target localization. *Sensors*, 17.

Liu, X. F., Guan, Z. W., Song, Y.Q., & Chen, D. S. 2014. An optimization model of UAV route planning for road segment surveillance. *Journal of Central South University*, 21: 2501–2510.

Lozano, R. 2010. Unmanned aerial vehicles: *Embedded control*. London: Wiley.

Lugo-Cardenas, I., Flores, G., Salazar, S., & Lozano, R. 2014. Dubins path generation for a fixed wing UAV. *Proceedings of the 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Volume 2, pp. 339–346.

M. Fishpool, 2010. International military and civilian unmanned aerial vehicle survey. *Technical report*, Socolofi Research.

Mahony, R., Hamel, T., & Pflimlin, J. M. 2008. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 53(5): 1203–1218.

Maillot, T., Boscain, U., Gauthier, J. P., & Serres, U. 2014. Lyapunov Minimum-Time Path Planning for Drones. *Journal of Dynamical and Control Systems*, 21: 47–80.

- Manyam, S., Rathinam, S., & Casbeer, D. 2016. Dubins paths through a sequence of points: Lower and upper bounds. *Proceedings of the 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 284–291.
- Martinez, C., Mondragon, I. F., Olivares-Mendez, M. A., & Campoy, P. 2010. Onboard and ground visual pose estimation techniques for UAV control. *Proceedings of the 3rd International Symposium on Unmanned Aerial Vehicles*, pp. 1–19.
- Masiulionis T. 2017. Automated assessment system of aircraft piloting. Doctoral dissertation. Vilnius: 2017.
- Mayer, S., Hattenberger, G., Brisset, P., Jonassen, M.O., & Reuder, J. 2012. A no-flow-sensor Wind Estimation Algorithm for Unmanned Aerial Systems. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 4: 15-29.
- Mettler, B., Dadkhah, N., & Kong, Z. 2010. Agile autonomous guidance using spatial value functions. *Control Engineering Practice*, 18: 773–788.
- Michael, N., Fink, J., & Kumar, V. 2011. Cooperative manipulation and transportation with aerial robots. *Autonomous Robots*, 30(1): 73–86.
- Michael, N., Mellinger, D., Lindsey, Q., & Kumar, V. 2010. The GRASP multiple micro UAV testbed. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, 17(3): 56–65.
- Nedjati, A., Vizvari, B., & Izbirak, G. 2016. Post-earthquake response by small UAV helicopters. *Natural Hazards*, 80: 1669–1688.
- Nelson D. R., Barber D. B., McLain T. W., & Beard R. W. 2006. Vector field path following for small unmanned air vehicles, *2006 American Control Conference* 23(3): 5788–5794.
- Newcome, L. 2004. Unmanned Aviation: A Brief History of UAV's. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Reston.
- Nex, F., & Remondino, F. 2014. UAV for 3D mapping applications: A review. *Applied Geomatics*, 6(1): 1–15.
- Nonami, K., Kendoul, F., Suzuki, S., & Wang, W. 2010. Autonomous flying robots: Unmanned aerial vehicles and micro air vehicles. Tokyo: Springer-Verlag.
- Nunez, H. E., Flores, G., & Lozano, R. 2015. Robust path following using a small fixed-wing airplane for aerial research. *Proceedings of the 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 1270–1278.
- Nuwanthica, F., & Upul, S. 2013. Wind Field Analysis using Optical Flow and Fuzzy Logic. *Proceedings of Technical Sessions*, 29: 71-76.
- Owen, M., Beard, R. W., & McLain, T. W. 2015. Implementing Dubins airplane paths on fixed-wing uavs. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, 1677–1701.
- Park S., & Deyst, J. P. 2007. How, Performance and Lyapunov stability of a nonlinear path-following guidance method. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 30(6): 1718.

Park, K., & Ewing, R. Landscape and Urban Planning The usability of unmanned aerial vehicles (UAVs) for measuring park-based physical activity. *Landscape and Urban Planning*, 167: 157–164.

Penga, K., Cai, G., Chen, B. M., Dongb, M., Luma, K.Y., & Lee, T.H. 2009. Design and implementation of an autonomous flight control law for a UAV helicopter. *Automatica*, 45: 2333–2338.

Pettersson, P., & Doherty, P. 2004. Probabilistic roadmap based path planning for an autonomous unmanned aerial vehicle. *Proceedings of the ICAPS-04 Workshop on Connecting Planning Theory with Practice*, 1–6.

Qi, J., Song, D., Dai, L., Han, J., & Wang, Y. 2010. The new evolution for SIA rotorcraft UAV project. *Journal of Robotics*, 2010: 1–9.

Reuder, J., & Jonassen, M.O. 2012. First results of turbulence measurements in a wind park with the Small Unmanned Meteorological Observer SUMO. *Energy Procedia*, 24: 173–185.

Romero, H., Salazar, S., & Lozano, R. 2009. Real-time stabilization of an eight-rotor UAV using optical flow. *IEEE Transactions on Robotics*, 25(4), 809–817.

Rudinskas D. 2011. Design of an unmanned aerial vehicle flight parameter data transmission safety method. Doctoral dissertation. Vilnius: 2011.

Ruffier, F., & Franceschini, N. 2005. Optic flow regulation: The key to aircraft automatic guidance. *Robotics and Autonomous Systems*, (50), 177–194.

Sasongko, R. A., Rawikara, S.S., & Tampubolon, H.J. 2017. UAV Obstacle Avoidance Algorithm Based on Ellipsoid Geometry. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*.

Schafroth, D., Bermes, C., Bouabdallah, S., & Siegwart, R. 2010. Modeling, system identification and robust control of a coaxial micro helicopter. *Control Engineering Practice*, 18: 700–711.

Scherer, S., Singh, S., Chamberlain, L., & Elgersma, M. 2008. Flying fast and low among obstacles: Methodology and experiments. *International Journal of Robotics Research*, 27(5): 549–574.

Shim, D. H., Chung, H., & Sastry, S. 2006. Conflict-free navigation in unknown urban environments. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, 13, 27–33.

Shin, J., Fujiwara, D., Nonami, K., & Hazawa, K. 2005. Model-based optimal attitude and positioning control of small-scale unmanned helicopter. *Robotica*, 23, 51–63.

Smerlas, A., IP., Walker, D., Strange, M., Howitt, J., Norton, R., Gubbels, A., & Baillie, S. 1998. Design and flight testing of an  $H_\infty$  controller for the NRC Bell 205 experimental fly-by-wire helicopter. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*.

Suzdalev I. 2012. Artificial neural networks to updrafts localization and forecasting. Doctoral dissertation. Vilnius: 2012.

- Takahashi, M., Schulein, G., & Whalley, M. 2008. Flight control law design and development for an autonomous rotorcraft. *Proceedings of the 64th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 1652–1671.
- Upadhyay, S., & Ratnoo, A. 2017. Smooth Path Planning for Unmanned Aerial Vehicles with Airspace Restrictions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 40: 1596–1612.
- Valavanis, K. P., Vachtsevanos, G.J., & Antsaklis, P.J. 2007. Technology and autonomous mechanisms in the Mediterranean: from ancient Greece to Byzantium. *Proceedings of the European Control Conference (ECC2007)*, 263–270.
- Vanegas, F., & Gonzalez, F. 2016. Enabling UAV navigation with sensor and environmental uncertainty in cluttered and GPS-denied environments. *Sensors* 2016, 16.
- Wang, H., Liu, Y., Li, M., Huang, H., Xu, H. M., Hong, R. J., & Shen, H. 2010. Reference Path Generation and Obstacle Avoidance for Autonomous Vehicles Based on Waypoints, Dubins Curves and Virtual Force Field Method. *Optoelectronics and Advanced Materials-Rapid Communications* 4: 1166–1169.
- Wang, Y., & Cao, Y. 2017. Coordinated Target Tracking via a Hybrid Optimization Approach. *Sensors*, 17: 472.
- Watanabe, Y., Lesire, C., Piquereau, A., & Fabiani, P. 2010. The ONERA ReSSAC unmanned autonomous helicopter: Visual air-to-ground target tracking in an urban environment. *Proceedings of the 66th Annual Forum of the American Helicopter Society*.
- Wen, N., Zhao, L., Su, X., & Ma, P. 2015. UAV online path planning algorithm in a low altitude dangerous environment. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2: 173–185.
- William, B., Green, E., & Oh, P. 2008. Optic-flow-based collision avoidance. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, 15(1), 96–103.
- Wu K., Cai Z., & Wang Y. 2017. A path following algorithm with waypoint switching strategy for Unmanned Aerial Vehicle based on the geometric. *IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*.
- Yang, C., Liu, L., & Wu, J. 2016. Path planning algorithm for small UAV based on Dubins path. *Proceedings of the IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS)*, 1144–1148.
- Yang, P., Tang, K., Lozano, J. A., & Cao, X. Path Planning for Single Unmanned Aerial Vehicle by Separately Evolving Waypoints. *IEEE Transactions on Robotics*, 31: 1130–1146.
- Zaloga, S. J. 2008. Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare. 144: 1917–2007.
- Zhong, W., & Yan, L. 2014. A target visiting path planning algorithm for the fixed-wing UAV in obstacle environment. *Proceedings of the 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*, 2774–2778.



---

## Autoriaus mokslinių publikacijų disertacijos tema sąrašas

### **Straipsniai recenzuojamuose mokslo žurnaluose**

Kikutis R.; Stankūnas J.; Rudinskas D.; Masiulionis T. 2017. Adaptation of Dubins paths for UAV ground obstacle avoidance when using a low cost on-board GNSS sensor. *Sensors*. Basel: MDPI AG, 17(10): 1–23. ISSN 1424-8220 (Thomson Reuters Web of Science; IF: 2,677).

Masiulionis T.; Miniotas D.; Rudinskas D.; Kikutis R.; Masiulionienė G. 2017. Application of automated trajectory design for pilot flight assessment during route flights. *Aviation*. Vilnius; Londonas: Technika, 21(3): 75–82. ISSN 1648-7788 (Thomson Reuters Web of Science).

Kikutis R.; Stankūnas J. 2014. Išorinių faktorių įtakos nedidelio autonominio orlaivio skrydžio trajektorijos tikslumui vertinimas. *Mokslas – Lietuvos ateitis: Statyba, transportas, aviacinės technologijos*. Vilnius: Technika, 6(5): 577–582. ISSN 2029-2341.

Kikutis R.; Rudinskas D. 2012. „ArduPilot Mega“ autopiloto inercinio navigacijos įrenginio paklaidų analizė. *Mokslas – Lietuvos ateitis: Statyba, transportas, aviacinės technologijos*. Vilnius: Technika, 4(4): 408–413 ISSN 2029-2341.

### **Straipsniai kituose leidiniuose**

Kikutis R.; Stankūnas J. 2014. Autonominių orlaivių navigacijos algoritmų bei jų taikymo esant įvairioms vėjų sąlygoms apžvalga. *Aviacijos technologijos 2014, 16-osios Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencijos „Mokslas – Lietuvos ateitis“ medžiaga*. Vilnius: Technika, 2(2): 63–68. ISSN 2029-9974.

Kikutis R.; Stankūnas J.; Rudinskas D. 2013. Vėjo įtakos orlaivio posūkio trajektorijai tyrimas, *Aviacijos technologijos 2013, 15-osios Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencijos „Mokslas – Lietuvos ateitis“ medžiaga*. Vilnius: Technika, 1(2): 57–61. ISSN 2029-9974.

---

# Summary in English

## Introduction

### Problem formulation

The rapid development of aviation technologies leads to a new and more sophisticated air transport systems. In the list of these new air transport systems, we can find aircraft, which can perform flights automatically or autonomously. For these aircraft, a pilot is not a necessity anymore as most of the flight parameters can be monitored and controlled by aircraft itself.

However, today automatic or autonomous flights are strongly limited by national legal institutions due to possible danger to flight safety, third parties on the ground or other manned aircraft in the vicinity. The flight safety of these aircraft is not ensured due to technological unreliability. Most of the current legal regulations restrict these flights with respect to the flight altitude or height and safe distances from the ground objects. Besides that, safe distances from the ground objects cannot be fully ensured without the surveillance and intervention of the ground operator.

In the latest research papers, lots of attention is being paid to the opportunities and perspectives of these autonomous aircraft. Various new flight controllers, guidance and navigation algorithms are being implemented. All of these inventions expand the automation level and provides more functionality. However, new functionality is not always dedicated to the opportunity to increase navigational accuracy. These new functionalities are not intended for the autonomous flight to meet new legal requirements

which, without exception, are required for the integration of autonomous aircraft into the common airspace.

## **Relevance of the thesis**

The strategic documents FlightPath 2050 and Horizon 2020 form the future vision and outlook for autonomous aircraft development. It is anticipated that a large proportion of future air transport will be made up of autonomous aircraft.

These aircraft are increasingly being used to carry out various practical missions and the application area is wide: autonomous aircraft – as an aid for police patrol, small package delivery via air, border patrol and monitoring, electrical lines monitoring and photography, the production of aerial photographs and the production of ortho-photographic maps etc.

While the FlightPath 2050 and Horizon 2020 documents aim to integrate autonomous aircraft into a common airspace by using the assessment of possible 4D trajectories, questions remain about the reliability of autonomous aircraft and quality, accuracy of autonomous flight navigation. Because of the hesitation and doubts regarding autonomous aircraft suitability to perform various practical missions, today there is a great need to achieve the highest possible level of autonomy. Plenty of research papers offer a variety of navigation methodologies and navigation efficiency improvements: autonomous finding of paths that are fastest over time or that have the shortest distance etc. However, too little attention is paid to the flight accuracy. For this reason, in the thesis, autonomous flight algorithms are evaluated for their accuracy level and all of the findings are dedicated to the inventions of a new autonomous flight methodology to safely avoid ground obstacles.

## **The object of research**

The object of research is autonomous aircraft navigation, guidance and flight mission control algorithms and their interaction with flight path error to improve flight accuracy and to increase the level of autonomy.

## **The aim of research**

By performing numerical analysis and experimental research, to evaluate the accuracy of the aircraft's autonomous navigation and to create a navigation algorithm that could be used to operate a flight with a minimum average flight path error and which would ensure safe autonomous avoidance of ground obstacles.

## **The tasks of the thesis**

The following tasks have to be solved in order to achieve the the aim of the thesis:

1. To carry out an analysis of the factors influencing the accuracy of the autonomous aircraft flight path and/or safety of the flight;

2. To carry out an analysis of small autonomous aircraft navigation, control and guidance algorithms;
3. To create an autonomous aircraft flight navigation mathematical model and to evaluate the accuracy of flight navigation algorithms;
4. Create an autonomous flight algorithm for avoiding ground obstacles;
5. Perform an algorithm's accuracy analysis simulating the flight in a computer environment;
6. To conduct a practical algorithm assessment during the flight when using an autonomous aircraft in real flight conditions.

## **The research methodology**

To accomplish the tasks of the thesis, the following research methods are used:

1. Mathematical modeling and evaluation of results by using statistics and probabilistic methods.
2. Theoretical research according to the developed methodology when using autopilot ArduPilot software and SITL simulation.
3. Experimental flights using the autopilot "Pixhawk 2.1" to test the developed methodology.

## **Scientific novelty of the thesis**

The following results for the transport engineering field of science were obtained:

1. After the autonomous aircraft navigation research flights by using three different course change algorithms: classical, plane and Dubins, – algorithm comparison data was found, positive and negative algorithm characteristics were found.
2. Comparison of results of autonomous aircraft flight accuracy and general universal flight tendencies were determined through set ups with different flight parameters, were found.
3. After the estimates of the course change angle, flight speed, algorithm sphere radius dependency on the navigation algorithm type and trends of the wind influence on the flight accuracy during the turn, new navigation data base was collected. The data base could be used to estimate flight navigation accuracy of an unmanned aerial vehicles with the different aerodynamical characteristics.
4. According to the obtained results and using Dubins trajectories a new autonomous navigation algorithm was developed. It can be used for safe ground obstacle avoidance by an autonomous aircraft.

## **Practical value of the research findings**

1. A new universal ground obstacle avoidance algorithm was developed which could be adapted to ensure greater reliability and safety of autonomous aircraft operations, and a more rapid integration of these aircraft into the common airspace.

2. Numerical research results and newly found flight navigation – ground obstacle avoidance algorithm could be applied when creating a supporting navigation database, which could be later used for the improvement of other navigation algorithms and their systems for aircraft with different aerodynamical properties.

## Defended statements

1. To assess the accuracy of navigation, aircraft flight dynamic motion mathematical modeling methods for navigation algorithms, which eliminate the influence of aerodynamics, sensors and external factors, must be chosen.
2. The algorithm for avoiding ground obstacles must be based on the most predictable flight course change methodology – the Dubins paths methodology, and it must take into account all of the existing legal requirements for maintaining a safe distance from ground obstacles.
3. The developed ground obstacle avoidance algorithm can enhance the flight safety by facilitating the integration of autonomous aircraft into the common airspace if it is additionally compensated for the GNSS receiver's bias or the safety zone around the ground obstacles is increased.
4. One of the key factors in order to adapt an autonomous navigation ground obstacle avoidance algorithm in the autopilot systems is the improvement of the autonomous decision-making time.

## Approbation of the research findings

Six scientific articles on the topic of the dissertation have been published; one – in Web of Science ISI database with the impact factor (Kikutis, R., Stankūnas, J., Rudinskas, D., Masiulionis, T. 2017); one – in Web of Science ISI database without the impact factor (Masiulionis, T., Miniotas, D., Rudinskas, D., Kikutis, R., Masiulionienė, G. 2017) two – in other international publications databases (Kikutis, R., Stankūnas, J. 2014; Kikutis, R., Rudinskas, D. 2012); two – in other international or national conference proceedings (Kikutis, R., Stankūnas, J. 2014; Kikutis, R., Stankūnas, J. 2013).

The results of the research carried out for the dissertation were presented in six scientific conferences in Lithuania and abroad:

- International conference in Poland „*Research and Education in Aircraft Design*“, 2016. Warsaw;
- International conference in Lithuania „*Research and Education in Aircraft Design*“, 2014. Vilnius;
- National conference „*Aviation*“, 2017. Vilnius;
- National conference „*Aviation*“, 2016. Vilnius;
- National conference „*Aviation*“, 2015. Vilnius;
- National conference „*Science – Future of Lithuania*“ topic section „*Aviation Technologies*“, 2014. Vilnius.

## The structure of the dissertation

The dissertation consists of an introduction, three chapters, general conclusions and six annexes.

The scope of the dissertation is 135 pages (annexes not included); the text includes 77 numbered formulas, 63 figures and 17 tables. In the dissertation, 111 reference sources were used.

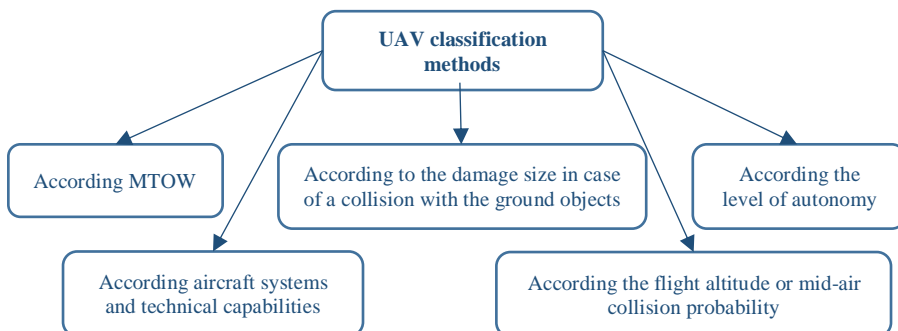
## 1. Overview of autonomous aircraft and navigation algorithms

In this chapter, an introduction into unmanned aerial systems is presented. It includes the legal requirements for UAV flights, shows the classification of autonomous navigation, guidance and control algorithms. Some ideas of UAV classification are presented as well.

The first autonomous flight idea was realized in 1916 soon after the first manned aircraft was manufactured. However, strong interest in unmanned aerial vehicles started only after the Second World War and the era of the modern UAV began only from 1980. Since then, unmanned aircraft such as “RQ-4 Global Hawk”, “Helios” and others have been manufactured. Nowadays there is a new engineering trend for small and mini UAVs, which might be lighter than 1–3 kg.

As popularity of these aircraft started to grow and these vehicles are becoming more widely used in an airspace, various organizations started to create definitions and rules for flights with these aircraft. For example, according to the latest EASA definition, UAS – is a system, which contains unmanned aircraft, ground control station and other elements, which are needed to control the aircraft. These additional elements could be radio control, aircraft launcher or landing elements etc. Besides that, all new regulations for flights with small UAV might vary from state to state or according to the classification of UAV.

In various research review papers, different types of UAV classification methods, as today we do not have a standard one. The general idea of UAV classification is shown in Figure S1.1.



**Fig. S1.1.** Classification methods of an unmanned aerial vehicles

The most popular types of UAV classification are according to the MTOW or flight altitude, flight range, but as we can see, there are some logical ideas to pay attention to UAV flight safety, the level of damage it might cause or to the level of autonomy. The safety factor plays an important role nowadays. For this reason new European flight rules for UAVs are created. However, most European countries have their own national UAV flight rules as well. These regulations are issued to reduce the probability of damage, reduce the chance of mid-air collision – to increase the UAV flight safety.

In Lithuanian airspace all flights with UAVs which have a mass in the range between 300 g and 25 kg are regulated. Flights with these aircraft must be not more than 1000 m from the ground operator, and all of the time in the visibility range. The aircraft must keep the distance of at least 50 m from all of the ground obstacles, while flight height cannot be more than 400 ft ( $\approx 120$  m). There are some airspace areas where the flights are prohibited. Some airspace areas close to international airports are also restricted for UAV flights.

On the other hand, it is stated that UAV flight restrictions can be reduced if the operator can ensure the adequate flight safety level. If the flight is autonomous, flight safety level depends on the UAV automation and various algorithms which are used.

Research on the flight control systems of UAVs has a direct relationship with flight navigation accuracy and flight safety. This field is usually subdivided into three branches: guidance, navigation, and control. While research in these fields is important for UAV flight safety, currently, the greatest focus is on new navigation systems and sensing technologies, such as visual odometry, target relative navigation, terrain relative navigation, simultaneous localization and mapping, simultaneous mapping and planning, and safe landing area detection. Guidance systems are also widely analyzed. Techniques from navigation systems and sensing technologies are applied for various flight procedures, whereas algorithms – for mission planning, path planning and multi-UAV cooperation. Research in this field includes studies on potential fields, when a UAV mission is generally controlled by using the potential field to steer the UAV in the correct direction (Chen *et al.* 2013; Maillot *et al.* 2014), and optimization methods, such as finding the most efficient flight trajectory, for example, in an urban environment (Liu *et al.* 2014). Other studies focus on planning navigation under uncertainties, coordinated flight control, cooperative perception or coordinated flights with path planning by avoiding ground obstacles (Li *et al.* 2016). One of the goals for UAV guidance systems emphasized in recent research is path planning under uncertainties, which can be achieved in different ways. Some papers analyze the use of camera sensors to detect ground obstacles, while others propose combinations of various low cost sensors (Gageik *et al.* 2015). If a camera is used, the methods for obstacle detection, avoidance and UAV control can be implemented in areas even without a GPS signal (Vanegas *et al.* 2016). Camera images can be used for ground obstacle detection and identification, tracking of other UAVs, and, if needed, as a navigation data sensor for other ground obstacle avoidance algorithms (Kyristis *et al.* 2016). The image depth may be used to predict the distance to the obstacle (Wang *et al.* 2017) and, in some cases, can be shared between several unmanned vehicles (Kwon *et al.* 2014). Using these camera-based information methods, even auto-landings can be implemented (Chauffaut *et al.* 2016). However, in any case, the camera placement position and all angles should be calculated (Liu *et al.* 2017).



Obstacle detection is only one of the goals; other papers discuss the issues of accurate ground obstacle avoidance in a complex environment (Agrawal *et al.* 2017) and require the implementation of different methods or algorithms to attain them. If, for example, the ground obstacles are of various sizes and shapes or have a different height, different mapping techniques should be applied, as demonstrated in (Wen *et al.* 2015) and, where ellipsoidal geometry is used, in (Sasangko *et al.* 2017). However, sometimes it is necessary to generate additional waypoints to safely overfly or to fly around a ground obstacle (Yang *et al.* 2015), or to change some additional UAV flight parameters (e.g. roll angle, airspeed) or the controller (Arya *et al.* 2016). There are some publications on Dubins paths where these trajectories and other optimization methods are applied or updated for ground obstacle avoidance, as proposed in (Nunez *et al.* 2015). In this paper, Dubins paths were applied for both static and moving ground obstacle avoidance by using a variation of the Rapidly-exploring Random Tree (RRT) planner. Very similar research was done by (Lin *et al.* 2014). In this study, a combination of both static and moving obstacles was used in an enclosed territory, and the obstacle search-and-avoid algorithm was proposed.

However, if UAVs need to be integrated into the common airspace, autonomous UAV ground obstacle avoidance algorithm must evaluate the flight mission paths and UAV navigation accuracy as well.

## 2. Mathematical modeling of an autonomous aircraft flight and comparative analysis of the navigation accuracy

In this chapter, autonomous flight algorithms that control aircraft flight during the course change are described. The algorithms are modeled by using UAV flight differential equations. For the numerical experiments, the UAV is treated as a single moving mass object. All of the navigation algorithms are compared with each other according to their characteristics and aircraft deviation from the flight path. Flight results are treated as the average probable statistical deviation, because the employed mathematical methods do not evaluate exact aerodynamic properties.

For the initial evaluation of different flight navigation and course change algorithm accuracy and to perform numerical experiments, a mathematical UAV model was used. As it was needed to eliminate all external influence factors such as wind, sensors errors and aerodynamic influence for the autonomous flight accuracy, a mathematical model which simulates UAV as a single mass moving object was chosen. This model uses differential equations and automation techniques to control flight speed, course, altitude and position. UAV position is controlled with:

$$\dot{p}_n = V_a \cos \psi + w_n, \quad (S2.1)$$

$$\dot{p}_e = V_a \sin \psi + w_e, \quad (S2.2)$$

where  $p_n, p_e$  – UAV coordinates in NED coordinate system,  $\psi$  – direction of flight speed vector,  $V_a$  – aircraft airspeed,  $w_n, w_e$  – wind speed components in NED.

Wind speed from these equations can be eliminated. Then UAV course is controlled with:

$$\ddot{X} = b_{\dot{X}} (\dot{X}^c - \dot{X}) + b_X (X^c - X), \quad (S2.3)$$

where  $X$  – aircraft course or the derivatives of the aircraft course,  $X^c$  – autopilot command to set the course or its derivative,  $b_X$  – system tuning coefficients.

Accordingly, UAV altitude is controlled by calculations provided in equation:

$$\ddot{h} = b_{\dot{h}} (\dot{h}^c - \dot{h}) + b_h (h^c - h), \quad (S2.4)$$

where  $h$  – aircraft altitude or its derivatives,  $h^c$  – autopilot command to set aircraft altitude,  $b_h$  – system tuning coefficients.

Finally, UAV speed is controlled according the equation:

$$\dot{V}_a = b_{V_a} (V_a^c - V_a), \quad (S2.5)$$

where  $V_a$  – aircraft airspeed or its derivatives,  $V_a^c$  – Autopilot command which aircraft speed to keep,  $b_{V_a}$  – system tuning coefficients.

To control the aircraft position on the flight mission path, vector field method was applied. The vector field that is used depends on the flight path deviation size and the further away from the mission path the aircraft is – the stronger field we have. If UAV is flying on a straight flight leg, vector field is trying to steer UAV to the flight path by using equation:

$$X_d(e_p) = -X^\infty \frac{2}{\pi} \tan^{-1}(k_p e_p), \quad (S2.6)$$

where  $X_d(e_p)$  – aircraft course function on flight path deviation,  $X^\infty$  – aircraft course at infinite distance from the flight path,  $k_p$  – tuning coefficient,  $e_p$  – flight path deviation.

If an autonomous aircraft needs to fly on a circular flight path, the vector field is generated accordingly by equation:

$$X_d(e_p) = \varphi + \lambda \left( \frac{\pi}{2} + \operatorname{tg}^{-1} \left( k_o \left( \frac{d - \rho}{\rho} \right) \right) \right), \quad (S2.7)$$

where  $\varphi$  – aircraft heading,  $k_o$  – system tuning coefficient,  $\lambda$  – aircraft turn direction (right, left),  $d$  – aircraft distance from the circular flight path,  $\rho$  – circular flight path radius size.

Using the defined mathematical UAV model, three different course change algorithms were evaluated and compared: classical course change algorithm, course change algorithm when using mathematical plane, course change algorithm when using Dubins path.

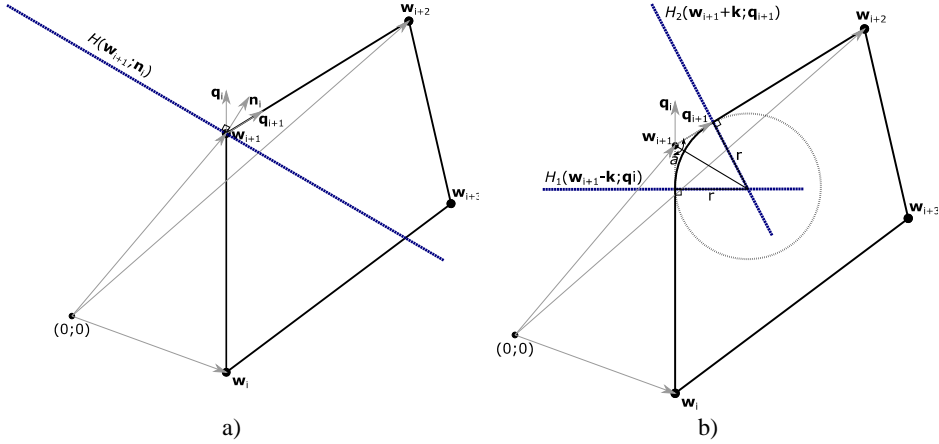
The classical course change algorithm is used if UAV follows the rule to change flight course as stated in equation:

$$|\mathbf{p}(t) - \mathbf{w}_{i+1}| \leq r, \quad (S2.8)$$

where  $\mathbf{p}(t)$  – momentary UAV coordinates in NED,  $\mathbf{w}_{i+1}$  – flight mission next waypoint coordinates in NED,  $r$  – sphere around waypoint  $\mathbf{w}_{i+1}$  size.

The classical course change algorithm states that UAV must make the transition from the current flight leg to the next flight leg, if it enters the sphere around the next waypoint.

Two other course change algorithms are presented in Figure S2.1.



**Fig. S2.1.** Course change algorithms for the autonomous aircraft: a) when using mathematical plane, b) when using Dubins paths

Course change algorithm presented in Figure S2.1 a) gives the instruction for UAV to make the transition from the flight leg  $\mathbf{w}_i\mathbf{w}_{i+1}$  to the flight leg  $\mathbf{w}_{i+1}\mathbf{w}_{i+2}$ , if a UAV cross the plane  $H(\mathbf{w}_{i+1}; \mathbf{n}_i)$ . On the other hand, course change algorithm in Figure S2.1 b) uses two mathematical planes. In this case, a UAV flies towards the first plane  $H_1(\mathbf{w}_{i+1} - \mathbf{k}; \mathbf{q}_i)$ . After crossing  $H_1$ , a UAV makes transition from straight flight path into the circular flight path and continues this way until crossing the plane  $H_2(\mathbf{w}_{i+1} + \mathbf{k}; \mathbf{q}_{i+1})$ . After crossing plane  $H_2$ , UAV makes transition into straight-line flight path and continues to the next waypoint  $\mathbf{w}_{i+2}$ .

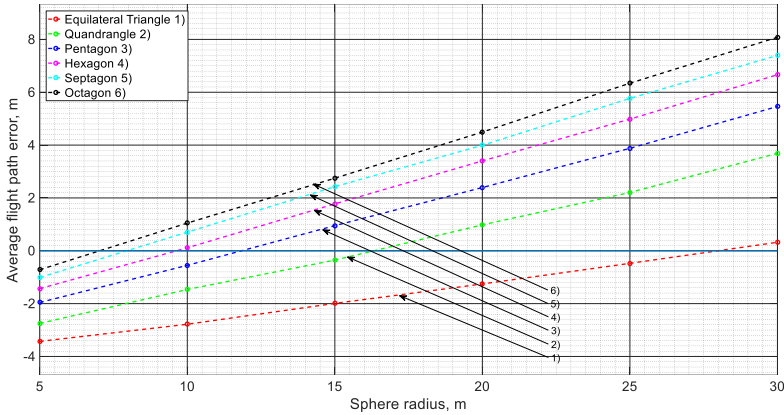
For the experimental purpose, it was assumed that the UAV flight navigation accuracy relative to the flight mission path is a function of several factors:

$$e_p = f(V_a, r, w, \psi, AL), \quad (\text{S2.9})$$

where  $e_p$  – aircraft deviation from the flight path,  $w$  – wind direction and speed,  $AL$  – algorithm used to make the course change.

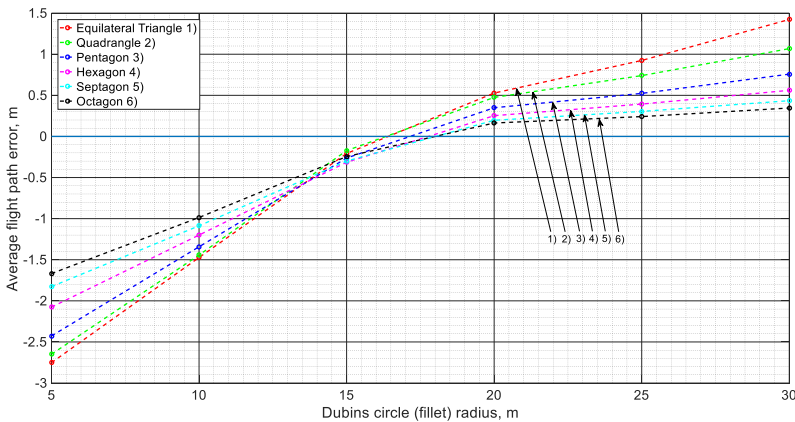
In the thesis, all factors, which might have the influence on the flight path accuracy, were evaluated, but the biggest attention was paid to the course change algorithm type. First of all, the influence of the aircraft airspeed indicates that if we increase the flight speed by the factor of 2, the flight path deviation might increase by the factor 2.5–3 depending on the algorithm. The smallest error is when using Dubins paths.

However, if the flight path deviation dependency on the flight course change algorithm used for different algorithm sphere radiuses, are compared, results as in Figure S2.2 and Figure S2.3 are obtained.



**Fig. S2.2.** Flight path deviation dependence on the sphere radius of classical course change algorithm

The average flight path deviation for the classical course change algorithm was changing in the range between -3.4 m and 8 m. For different flight missions we can find suitable sphere radius values, which would give an average flight deviation close to 0 m. These sphere radius values were varying in the range from 7 m up to 28 m.



**Fig. S2.3.** Flight path deviation dependence on the sphere radius of Dubins paths course change algorithm

The same analysis was carried out for the Dubins paths course change algorithm. In this case, the average flight path deviation was varying in the range between -2.75 m up

to 1.4 m. The Dubins sphere radius, which could give an average flight path deviation close to 0 m was varying in the range between 16.5 m up to 18 m.

These results prove that the Dubins algorithm gives much more accurate UAV flight with a smaller flight path deviation. It is also more predictable because when the sphere radius is in the range 16.5–18 m, the average flight path deviation would be close to 0 for all of the flight mission shapes.

In this chapter, more results were presented: wind influence on the flight path deviation, single course change trajectory overshoot on undershoot. However, results show that the biggest influence for the flight path accuracy is due to the algorithm type, its sphere radius size and UAV flight speed. Due to these tendencies, a new UAV algorithm for safe ground obstacle avoidance was derived according to the results gained in this section and is provided in the next chapter.

### **3. Implementation and analysis of an autonomous aircraft navigation algorithm for safe avoidance of ground obstacles**

In this chapter new methodology for small UAV ground obstacle avoidance is provided. New mathematical equations are derived when using the results from mathematical simulation experiments. New methodology depends on the Dubins paths flight geometry and the mathematical explanations are provided graphically as well.

New ground obstacle avoidance algorithm is evaluated when using SITL simulations techniques and by performing real flight experiments. SITL simulation is done with „Ardu Pilot“ autopilot software and real flight experiments are carried out with the autopilot „Pixhawk 2.1“. All flight accuracy results and their probabilities are evaluated according to the national regulations for unmanned vehicle flights.

The results of this chapter have been published in journal *Sensors* (Kikutis *et al.* 2017).

In order to evaluate and compare the results when using the new ground obstacle avoidance algorithm, the most studied flight mission trajectory was chosen – equilateral triangle, which has a side length of 500 m. Lets make an assumption that the positions and coordinates of the ground obstacles for the UAV are known. With these assumptions, initial data can be used to derive further equations. The data is provided in tables S3.1 and S3.2. Coordinates in NED system of the three imaginable ground obstacles close to the flight mission path are provided in table S3.1.

It was considered that the UAV must fly the mission by using Dubins paths near the provided waypoint and if the obstacle appears close to the flight path, and the UAV is not able to fly within the safe distance from that ground obstacle, it needs to automatically generate new Dubins path trajectory around that obstacle.

**Table S3.1.** Coordinates of ground obstacles

Obstacle	Coordinate North, m	Coordinate East, m	Height, m
1	716.5	625.0	100.0
2	731.2	900.5	100.0
3	544.3	750.0	100.0

Coordinates in NED system of the mission waypoints are provided in table S3.2:

**Table S3.2.** Coordinates of flight mission waypoints

Waypoint	Coordinate North, m	Coordinate East, m	Height, m
1	500	500	50
2	933	750	50
3	500	1000	50

UAV needs to decide if it is important to generate new flight path or is it safe to continue in the same direction. For this reason, there are two factors to consider. The aircraft must decide the shortest distance from the UAV up to the ground obstacle and the relative bearing from the UAV to the ground obstacle. The distance must be evaluated by using:

$$\mathbf{O}_i - \mathbf{GNSS} \leq \mathbf{R}_{\text{area}} + \mathbf{R}_{\text{minnav}} + \mathbf{R}_{\text{delay}}, \quad (\text{S3.1})$$

where  $\mathbf{O}_i$  – vector to the ground obstacle,  $\mathbf{GNSS}$  – vector to the UAV location,  $\mathbf{R}_{\text{area}}$  – safe distance around the ground obstacle,  $\mathbf{R}_{\text{minnav}}$  – distance needed for UAV to make the turn,  $\mathbf{R}_{\text{delay}}$  – distance flown during autopilot decision delay time.

If the difference between the vector of the ground obstacle and the vector of the aircraft position is smaller or equal to the sum of all the areas around the ground obstacle, then the UAV must evaluate the relative bearing.

The relative bearing of the ground obstacle is evaluated by equation:

$$\angle RB = \text{tg} \left( \frac{|\text{GNSS}_E - O_E|}{|\text{GNSS}_N - O_N|} \right), \quad (\text{S3.2})$$

where  $RB$  – the relative bearing of the obstacle,  $\text{GNSS}_E$  and  $O_E$  – longitude of the UAV and ground obstacle,  $\text{GNSS}_N$  and  $O_N$  – latitude of the UAV and ground obstacle.

According to the size of the relative bearing, the UAV calculates the flight path geometry around the ground obstacle.

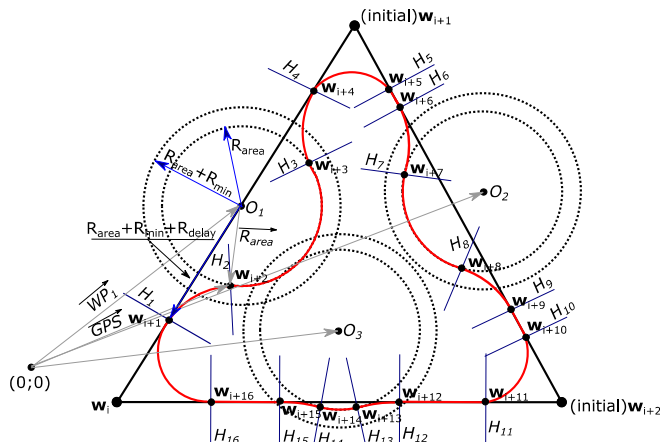
On the other hand, ground obstacle avoidance procedure must be used only if the modulus of the ground obstacle relative bearing is below the maximum value. Maximum relative bearing is found by using equation:

$$\angle RB_{\text{max}} = \sin \left( \frac{\mathbf{R}_{\text{area}}}{\mathbf{R}} \right), \quad (\text{S3.3})$$

where  $\mathbf{R} = \mathbf{R}_{\text{area}} + \mathbf{R}_{\text{minnav}} + \mathbf{R}_{\text{delay}}$ .

Flight mission and the loop of previously provided procedure continues until the last flight mission waypoint.

Taking into account the data provided in tables S3.1, S3.2 and the flight procedure to avoid ground obstacles in equations S3.1, S3.2 and S3.3, we can visualize the expected flight mission path and flight trajectory in Figure S3.1.



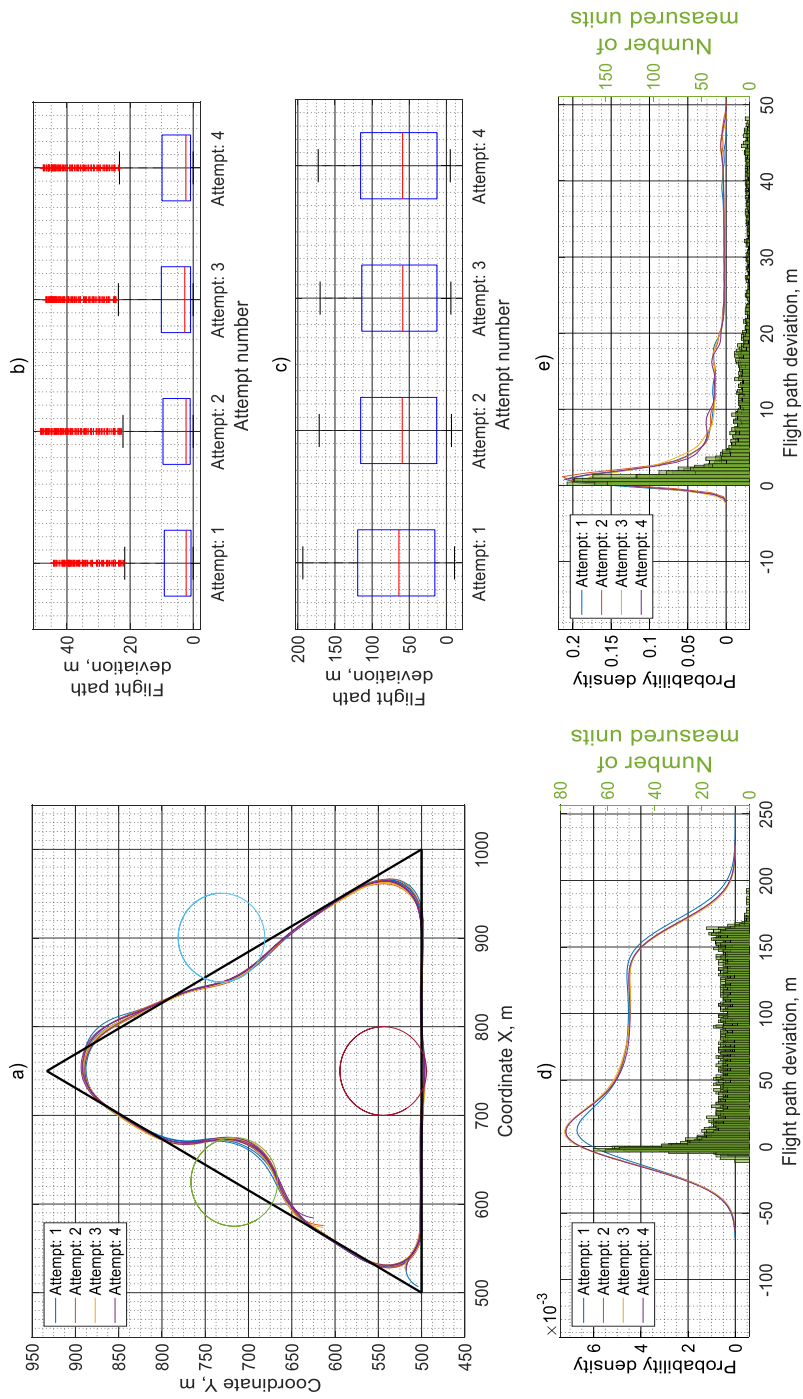
**Fig. S3.1.** Mission path and airplane flight trajectory for ground obstacle avoidance

The experiment was conducted by using SITL simulation with „Ardu Pilot“ software and real flights with the autopilot „Pixhawk 2.1“. It was proved, that the „Ardu Pilot“ autopilot’s decision delay time is not sufficient to precisely execute the new ground obstacle avoidance algorithm. Real flight experiments were done with a UAV flying at 15 m/s and experiencing a 2–3 m/s southwest wind. The results are presented in Table S3.3.

**Table S3.3.** Results of the flight path deviation for real flight experiments with a UAV speed of 15 m/s and a 2–3 m/s southwest wind

Experiment number	Statistical research data			
	min, m	max, m	$\mu$ , m	$\sigma$ , m
Attempt 1	–10.9 (0.0)	193.3 (44.2)	69.5 (6.7)	55.9 (9.5)
Attempt 2	–6.8 (0.0)	171.2 (48.3)	66.6 (7.4)	54.9 (10.8)
Attempt 3	–5.2 (0.0)	170.0 (46.6)	65.8 (7.6)	55.6 (10.8)
Attempt 4	–3.1 (0.0)	172.6 (47.5)	66.3 (7.5)	55.0 (10.9)

In Table S3.3 numbers (not in brackets) represent the distance from UAV coordinate up to the closest ground obstacle 50 m boundary area. Negative values mean that the UAV crossed ground obstacle safe boundary area. Other values (in brackets), represent distance between instantaneous UAV coordinate and the closest point on the flight mission path. From Table S3.3 the most important data is in the minimum value column, which shows how accurately the new ground obstacle avoidance algorithm is working. Other results and statistics are provided in Figure S3.2.



**Fig. S3.2.** Results of real flight experiments with the "Pixhawk 2.1" autopilot when the flight speed is 1.5 m/s using the "Ublox Neo-M8N" global navigation system signal receiver: a) flight mission and path; b) deviation from the flight mission; c) deviation from the ground obstacle safety zone; d) prob. density for the deviation from the flight mission; e) prob. density for the deviation from the ground obstacle safety zone



In Figure S3.2 subplot a) the flight mission path and ground obstacle safe boundary areas are provided according to the data as in Tables S3.1 and S3.2. On top of the flight mission trajectory four flight attempts are provided when using the new ground obstacle avoidance algorithm.

In subplot b) it can be seen that aircraft flight deviation is in the interval of approximately 0–24 m and this flight deviation appears due to the flight course change near the flight mission waypoints because we use Dubins paths. Residual measurements are recorded when aircraft deviation is in the range 45–48 m. These values appear because UAV is flying around the ground obstacles at a greater distance. However, approximately 50% of all measurements were in the range 0–3 m, and it is a fairly high flight accuracy if the aircraft is flying the straight line.

The aircraft's distance from the ground obstacle safety boundary area is provided in subplot c). From this graph we can see that UAV has violated ground obstacle safety area boundary line. This violation was by average up to 6 m. The first experiment was the least accurate. It is probable that the accuracy of the flight was influenced by the GNSS receiver accuracy. According to the GNSS specifications, cold receiver coordinate measurements are less accurate.

Measurement distributions and probability density graphs are provided in the subplots d) and e). Aircraft flight deviation from the mission path probability density and measurement distributions are in subplot d). From this graph it is visible that the highest probability density is approximately in the range  $6.8 \cdot 10^{-3}$ – $7.2 \cdot 10^{-3}$  and is measured when the flight deviation is about 12 m. According to the measurement distributions, the biggest amount of measurements is detected when the flight path deviations is close to 0 m – aircraft is flying accurately or with a very small deviation. Probability density that the aircraft would fly accurately is in the range  $6.0 \cdot 10^{-3}$ – $6.5 \cdot 10^{-3}$ .

If the ground obstacle avoidance algorithm is used, aircraft flight deviation and the probability density that the aircraft is flying accurately is approximately 0.18 m. The biggest probability density in this case is when the aircraft deviates from the flight path approximately by 1–2 m. These results are from the subplot e).

However, we can see from the table S3.3 and Figure S3.2 that the first attempt was least accurate and we had the worst minimum flight deviation results. With each new attempt, the accuracy of the ground obstacle algorithm was increasing and reached the minimum value flight deviation value of -3.14 m from the ground obstacle safety area boundary. It proves that the GNSS receiver accuracy plays an important role for the accuracy of this new autonomous flight algorithm. According to the used „Ublox Neo-M8N“ GNSS receiver data sheet, the best accuracy that we can get from this receiver starts from 2,5 m. This value can be gained only if the receiver is static without any movement and if it is held in the same place more than 24 hours. In our experiments, GNSS receiver did not have any chance to be in a static position. All of the measurements were gained in a dynamic motion and the accuracy of the GNSS receiver was even smaller. It can be stated that without the influence of the GNSS accuracy the new autonomous ground obstacle avoidance algorithm could be used in further processes to increase the UAV autonomy.

## General conclusions

1. It is found that in order to integrate autonomous aircraft into the common airspace, the interdependence between aircraft flight accuracy and autonomous flight algorithms is not sufficiently analyzed and the used navigation algorithms do not meet the legal requirements for the accuracy of these aircraft operations.
2. Small unmanned aerial vehicle flight navigation algorithms mathematical model can be used to accumulate a numerical navigation database where the effects of aerodynamics, sensors and external factors on navigational accuracy have no influence.
3. Analysis of the factors, which have an influence for an unmanned aerial vehicle autonomous flight accuracy was done. It was found that the flight accuracy mostly depend on the flight course change algorithm and the flight speed. Other factors are less significant.
4. Research data show that the most accurate flight course change algorithm, which could be equally good for all flight conditions, is not yet found. However, autonomous flight is more accurate and more suitable for further autonomy improvements if the Dubins algorithm methodology is used.
5. The designed mathematical model and autonomous navigation algorithm provide a precise and safe avoidance of ground obstacles within the  $\approx 50$  m radius around them if the inaccuracy of the used GNSS receiver, which reaches up to  $\pm 10$  m, is compensated or if the safety area around a ground obstacle is increased up to  $\approx 60$  m.
6. After simulated and real flight experiments it was found that the designed ground obstacle avoidance algorithm is suitable (safe autonomous flight can be ensured) with an autopilot equipment which has a low decision delay time and the response is not more than  $\approx 1$  s.

## Future work:

1. To integrate flight missions with Dubins paths in the autopilot hardware or in the additional microcontroller which could be connected with the autopilot.
2. To create ground obstacle identification and detection procedure which could be used in a small unmanned aerial vehicle autopilot system.
3. To integrate obstacle detection and ground obstacle avoidance procedures.
4. To evaluate ground obstacle avoidance procedure accuracy when using UAVs with different aerodynamical characteristics.
5. Different autopilot and GNSS receiver comparison. To evaluate their influence on the UAV flight navigation accuracy when the ground obstacle avoidance procedure is used.

---

## Priedai<sup>3</sup>

**A priedas.** Skrydžių uždara trajektorija skaitinių tyrimų rezultatai

**B priedas.** Skrydžių uždara trajektorija skaitinių tyrimų rezultatai imituojant vėją

**C priedas.** Skrydžių realiomis sąlygomis navigacijos duomenų pirmas įrašas

**D priedas.** Disertacijos autoriaus sąžiningumo deklaracija

**E priedas.** Bendraautorių sutikimai teikti publikacijų medžiagą disertacijoje

**F priedas.** Autoriaus mokslinių publikacijų disertacijos tema kopijos

---

<sup>3</sup> Priedai pateikiami pridėtoje kompaktinėje plokštelėje

Ramūnas KIKUTIS

AUTONOMINIŲ ORLAIVIŲ NAVIGACIJOS  
ALGORITMŲ TIKSLUMO TYRIMAS

Daktaro disertacija

Technologijos mokslai,  
Transporto inžinerija (03T)

RESEARCH ON THE ACCURACY OF ALGORITHMS  
FOR AUTONOMOUS AIRCRAFT NAVIGATION

Doctoral Dissertation

Technological Sciences,  
Transport Engineering (03T)

2018 05 04. 12,5 sp. I. Tiražas 20 egz.  
Vilniaus Gedimino technikos universiteto  
leidykla „Technika“,  
Saulėtekio al. 11, 10223 Vilnius,  
<http://leidykla.vgtu.lt>  
Spausdino UAB „BMK leidykla“  
J. Jasinskio g. 16, 01112 Vilnius